

2010

Universidad Carlos III de Madrid

Marta Lafuente Godoy
100062449



[INSTALACIÓN EXPERIMENTAL PARA CARACTERIZACIÓN DE PERFILES AERODINÁMICOS]

Departamento de Ingeniería Térmica y de Fluidos
Director: Javier Rodríguez Rodríguez



"No puedes bajar dos veces el mismo río, pues nuevas aguas corren sobre ti". Heráclito

"La ingeniería es el arte de modelar materiales que no comprendemos completamente, en formas que no podemos analizar precisamente y soportando fuerzas que no podemos prever exactamente, de manera tal que el público no tenga razones para sospechar la extensión de nuestra ignorancia." Dr. A.R.Dykes, British Institution of Structural Engineers 1976.

"Yo ya soy un hombre viejo, y cuando muera y me vaya al cielo espero recibir la iluminación del conocimiento en dos cosas. Una es la electrodinámica cuántica y la otra el movimiento turbulento de los fluidos. Sobre esto último soy algo más optimista" Sir Horace Lamb, 1932.



Es difícil agradecer todos estos años a tanta gente; son muchas las anécdotas, risas, llantos, amor, desamor, estudio, más estudio, más estudio, mucho más estudio, prácticas, más prácticas (con las prácticas podría llenar una hoja entera...). Sólo sé que de aquí me llevo tantísimo que serían más largos los agradecimientos que el proyecto. Así que intentaré resumirlo un poco.

Gracias mamá, papá, Raquel, por todo vuestro apoyo, por aguantar mis malos humores, mi ausencia en casa, esperarme para cenar todos juntos a las tantas de la noche; gracias por vuestro amor. Gracias a mi comando y a todos los demás amigos que saco de aquí, por hacerme feliz, por quererme tanto, por las risas, las menos risas, las noches locas, los pitis y los dobles pitis, las tardes infinitas en la universidad, los días de biblioteca, las tardes de mus, por aguantar mis infinitas quejas y por ser vosotros como sois. Gracias mis niñas, porque siempre estáis ahí, porque sé que sois el cayado en el que me apoyo día a día, porque sé que siempre nos tendremos las unas a las otras aunque no hablemos cada día y porque nos querremos toda la vida. Gracias pequeño, por las esperas eternas para hablar, vernos, pasar tiempo juntos, por apoyarme, por ser tan atento, por tu mirada, por tu consuelo, por querer ser siempre más para mí. Gracias JR, por los sábados de proyecto y caracoles, por tu infinita sabiduría, por tu paciencia, por tu dedicación y tu implicación, por transmitirme tantas y tantas cosas. Gracias Isra por enseñarme dónde está la puerta de atrás, por tu forma de ser; gracias David, por tu competencia, por tu amabilidad; gracias a los dos por enseñarme todo lo que me habéis enseñado, porque sin vosotros no habría salido adelante este proyecto.

Os quiero



ÍNDICE

1. Introducción y objeto del proyecto	pág.5
2. Descripción de los elementos	pág.6
2.1. Descripción de los elementos.....	pág.6
2.2. Célula de carga y alimentación	pág.8
2.3. Alimentación de la célula de carga y tarjeta de adquisición	pág.10
2.4. Lector de presiones.....	pág.11
2.5. Soporte de la célula de carga y el perfil aerodinámico	pág.15
3. Cálculos.....	pág.20
3.1. Ecuación de los perfiles naca.....	pág.20
3.2. Tipo de flujo.....	pág.21
3.3. Fuerzas que ejerce el flujo sobre el perfil y coeficientes característicos.....	pág.23
3.4. Condición de Kutta.....	pág.28
4. Características del perfil aerodinámico	pág.30
4.1. Características generales.....	pág.30
4.2. Características del perfil escogido	pág.31
4.2.1. Características generales	pág.31
4.2.2. Características del NACA 0012	pág.33
5. Elección de la distribución de las tomas de presiones	pág.39
5.1. Introducción	pág.39
5.2. Descripción de los cálculos a realizar.....	pág.41
5.3. Justificación de las hipótesis consideradas	pág.42
5.3.1. Borde de ataque	pág.42
5.3.2. Borde de salida	pág.44
5.4. Descripción del código en MatLab	pág.45
5.4.1. Cálculo inicial.....	pág.46
5.4.2. Cálculo de ajuste de puntos I	pág.52
5.4.3. Cálculo de ajuste de puntos II	pág.57
5.4.4. Cálculo tras la nueva configuración	pág.63
5.5. Conclusiones.....	pág.68
5.5.1. Puntos de medida.....	pág.68
5.5.2. Hipótesis	pág.69
5.5.3. Método de integración	pág.69
6. Parámetros del túnel aerodinámico.....	pág.70
6.1. Base de análisis.....	pág.71
6.2. Elección de los puntos de análisis.....	pág.72
6.3. Resultados del experimento.....	pág.73
7. Procedimiento de experimentación	pág.74
8. Conclusiones y trabajos futuros	pág.77
8.1. Conclusiones.....	pág.77
8.2. Trabajos futuros.....	pág.78
9. Bibliografía	pág.79
10. Anexos	pág.80



1. INTRODUCCIÓN Y OBJETO DEL PROYECTO

A lo largo de la historia, el deseo del ser humano por controlar el aire ha hecho que la investigación aerodinámica haya experimentado grandes avances. En concreto, los experimentos realizados en túneles de viento han sido muy numerosos y, gracias a su construcción y el ensayo en ellos, se ha permitido una gran mejora en el transporte aéreo.

Sin embargo, la experimentación en túneles de viento no sólo ha resultado imprescindible en la conquista del aire, sino que el transporte terrestre también se ha servido de estos ensayos para su desarrollo.

Se han realizado progresos tanto en velocidad como en fiabilidad, seguridad, diseño y logística por lo que la materia sigue siendo de gran interés ingenieril y comercial. De la misma manera, el ensayo en túneles ha permitido grandes avances en la investigación aeroespacial, siendo exámenes imprescindibles en la recogida de información de las grandes compañías.

Este proyecto nace con el fin de facilitar, a pequeña escala, el estudio de estos conceptos en el túnel aerodinámico existente en la Universidad Carlos III de Madrid. En concreto, se pretenden analizar los elementos necesarios para la caracterización de perfiles aerodinámicos, es decir, el documento pretende ilustrar el diseño, ensayo y comprobación teórica de la instalación de los componentes necesarios para la correcta experimentación con perfiles aerodinámicos en un túnel de viento.

Con esta premisa, se estudiarán cuáles son los componentes necesarios, sus características y su instalación en el túnel. A su vez, se efectuarán estudios previos al ensayo, de manera que se escoja la mejor forma de proceder tanto en la recogida de datos como en el tratamiento de la información procedente de los estudios que realicemos.

Además de las entidades físicas, se vigilarán especialmente los aspectos ambientales. Se cuidará el correcto calibrado de todos los elementos; la utilización de tolerancias lo más ajustadas posible en soportes, anclajes, etc. y se pondrá atención en hacer los ensayos necesarios en las condiciones teóricas descritas a continuación (estado del flujo, potencia del túnel, etc.), teniendo, de esta manera, unas condiciones circunstanciales lo más ideales posible.

Por medio de todos estos estudios, se podrá asegurar la correcta instalación de todos los elementos, lo que posibilita la realización de experimentos o ensayos posteriores, certificando que se podrán alcanzar resultados óptimos.

2. DESCRIPCIÓN DE LOS ELEMENTOS

Con el fin de cumplir los objetivos prefijados, el primer estudio que se debe realizar es la correcta colocación del perfil aerodinámico en la posición adecuada dentro del túnel de viento, instalando todos los elementos de medida convenientemente, quedando así la instalación completa para realizar los experimentos necesarios para la caracterización de dicho perfil.

A continuación se hará una correcta descripción de los elementos que compondrán la instalación completa. Para ello es necesario detallarla principalmente desde un punto de vista geométrico, ya que es muy importante conocer el espacio del que se dispone para su colocación en el laboratorio. Por otro lado se debe conocer su principio de funcionamiento interno y cómo se manejan dichos aparatos en la experimentación, es decir, sus instrucciones de uso. De esta manera la instalación quedará completamente definida.

Se procede a la descripción de los elementos componentes de la instalación.

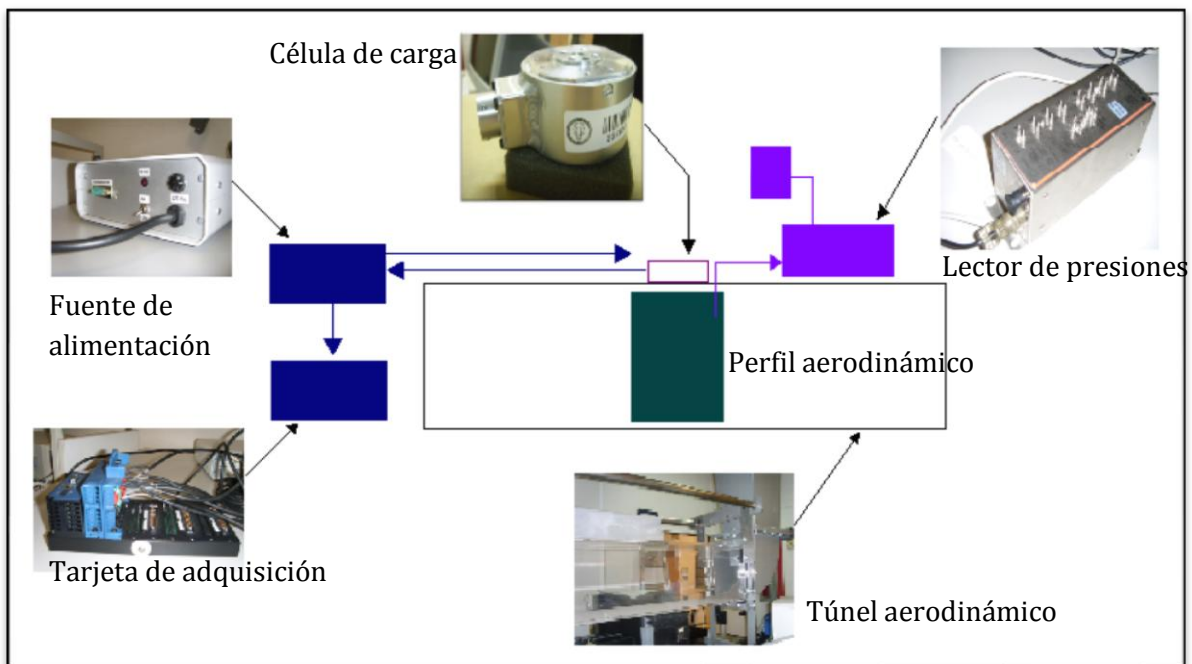


Fig. 2.1: Imagen-esquema de los componentes de la instalación

2.1. Túnel aerodinámico

Un túnel aerodinámico, o túnel de viento, es un conducto a través del cual se mueve aire simulando el movimiento de un objeto en la atmósfera de una forma controlada. El túnel de viento permite así hacer una serie de ensayos que predigan cómo se va a comportar ese determinado objeto cuando sea expuesto al aire o cuando se mueva en la atmósfera real.

La cámara de ensayos del túnel de viento de la Universidad Carlos III de Madrid está fabricada en metacrilato, tiene una longitud de 2.5 m y una sección cuadrada de 25 cm de lado interior, lo que supone un área de trabajo de 0.0625 m^2 .

El túnel funciona por medio de un motor síncrono regulado a través de un mando que permite seleccionar la frecuencia de entrada de la electricidad de 0 a 50 Hz (máximo que permite la red eléctrica general). Los motores giran a más o menos revoluciones según la fórmula:

$$n_{sincrono} = \frac{60 \cdot f_e}{p}$$

Siendo:

- n la velocidad de giro del motor
- f_e la frecuencia de la entrada de la alimentación
- p el número de pares de polos

La velocidad del aire dentro del túnel es aproximadamente 20 m/s (será comprobado en el punto 6 del documento) por lo que el túnel de viento proporciona un caudal de 1,25 m³/s.

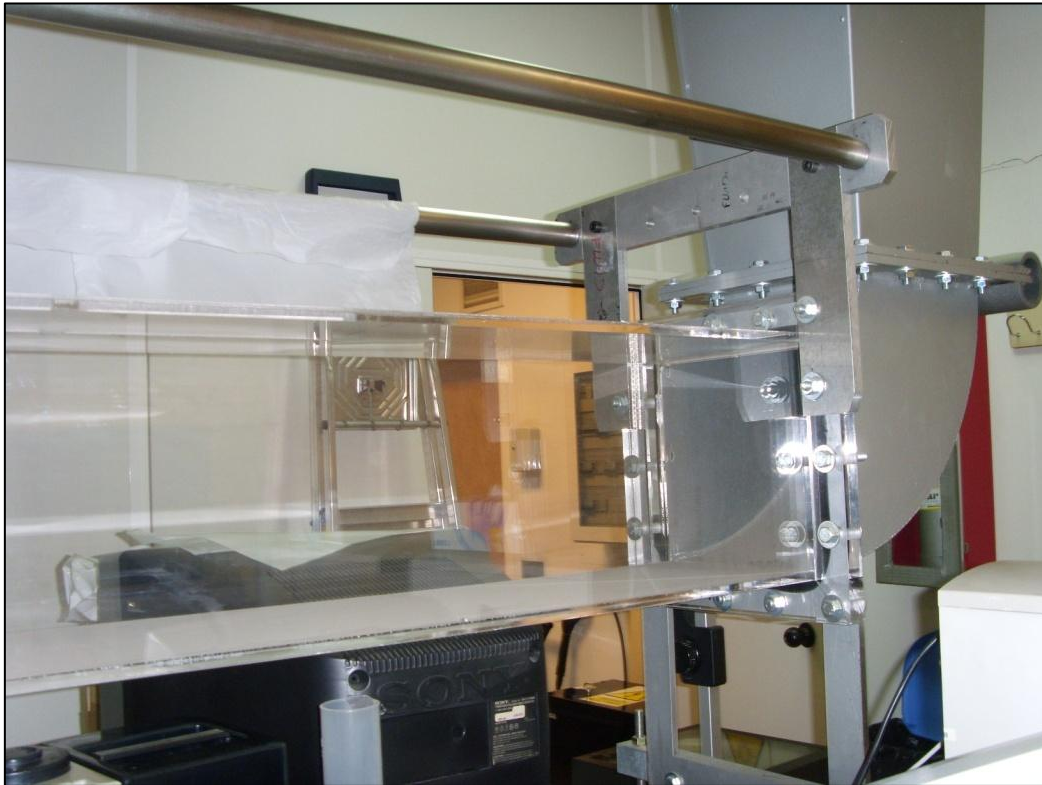


Fig. 2.2: Túnel de viento de la Universidad Carlos III de Madrid

La longitud del túnel asegura que el estudio se realiza en las mejores condiciones de uniformidad del flujo, ya que permite colocar el objeto de ensayo suficientemente alejado de la entrada y de la salida del aire para que las mediciones sean correctas.

También dispone de la sección apropiada para que la capa límite no influya en las medidas que se realicen. La capa límite es el gradiente de velocidad existente por la influencia de la viscosidad del aire cerca de las paredes del túnel.

En la pared, la velocidad del aire se hace cero, formándose una finísima capa en la que la velocidad es distinta a la media del aire en el túnel. Por esto es necesario que el túnel tenga suficiente sección, para despreciar estos efectos.

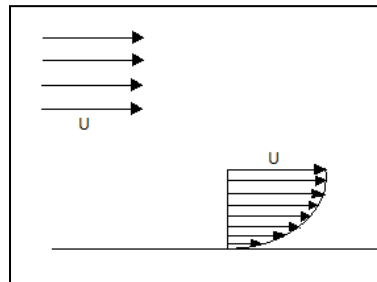


Fig. 2.3: Capa límite genérica en la pared de un túnel de viento

2.2. Célula de carga

Los ensayos que se van a realizar a partir de esta instalación no requieren la medición de fuerzas por medio de una célula de carga. A pesar de ello, el interés que supone para posteriores investigaciones obliga a tener en cuenta su instalación en el túnel de viento.

Ya que los aparatos de medida que se utilizarán en estos ensayos son muy delicados y no es recomendable retirarlos e instalarlos demasiadas veces, es aconsejable dejar la célula instalada desde el principio, así se ahorrarán posteriores rediseños del soporte. Quedará instalada, por tanto, una célula de carga *LAT-10KA-1 de Kiowa*.

Como se ha observado, el interés de este documento en la célula es puramente geométrico, puesto que solamente requiere el diseño de su soporte. Se procede a continuación a la descripción de la geometría y medidas de sus componentes.

La célula de carga está compuesta por cuatro dispositivos:

- una caja negra cilíndrica en la que se alojan los componentes electrónicos.
- el sistema de salida de señales a un lado
- el sistema de amarre
- el sistema de medida

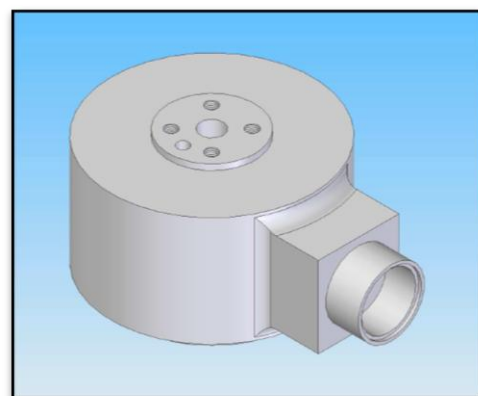


Fig.2.4: Célula de carga

El **sistema de salida** de señales tiene una doble función: alimentar a la célula de carga y recibir la señal de medida que emite. Puesto que este sistema sobresale del espacio que ocupa el cuerpo principal del aparato de medida, el soporte requiere un mayor espacio para su colocación. Se hace una aproximación del volumen, tomando las medidas como si toda la sección fuera cuadrada.

Las medidas de este elemento son 28 mm de lado y 31 mm de largo.

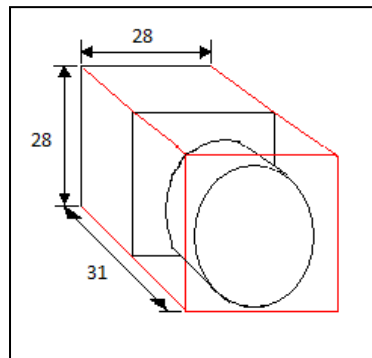


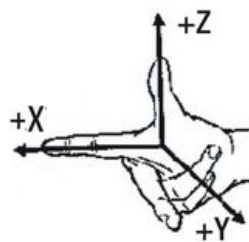
Fig. 2.5: Esquema medidas elemento externo célula de carga

El **sistema de medida**, elemento inferior, es una chapa circular de dos milímetros de espesor que incluye:

- cuatro taladros roscados M5 en forma de cruz
- una guía de 4 mm de diámetro a 45° de los taladros
- otra guía central de 8 mm de diámetro

Este elemento permite medir los esfuerzos que actúan sobre el objeto de estudio en los tres ejes cartesianos al ser anclado a él, por lo que es importante que ningún elemento del soporte interfiera en su movimiento.

Con el fin de concretar el diseño es necesario conocer la orientación que requiere el aparato para realizar correctamente las medidas. La orientación del eje cartesiano “x” se sitúa siguiendo la línea que une el centro de la base de la célula y la guía existente en el sistema de medida; el eje cartesiano “z” concuerda con el eje del cilindro principal del aparato, siendo su dirección positiva desde el sistema de medida al sistema de sujeción; en estas condiciones, el eje cartesiano “y” tendrá, siguiendo la regla de la mano derecha, orientación según el plano perpendicular a dicho eje y perpendicular a su vez al eje “x”.



El perfil se colocará según estos ejes siguiendo el siguiente esquema:

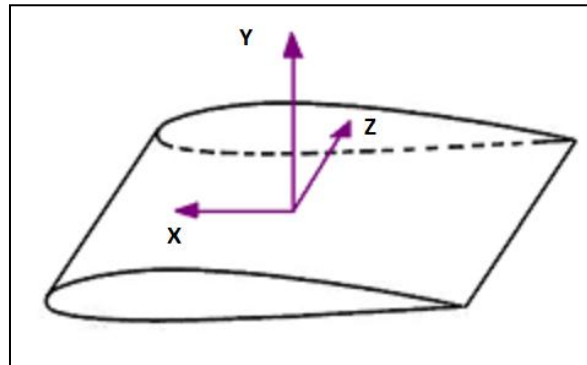


Fig. 2.6: Esquema de perfil con ejes globales

Por último, **el sistema de sujeción**, elemento superior, es el encargado del amarre de la célula de carga. Consiste, como el sistema de medida, en una chapa circular de dos milímetros de espesor con cuatro taladros roscados M5 en forma de cruz y las dos guías. Sin embargo, este elemento no tiene movimiento relativo con respecto a la célula, por tanto no requiere espacio de movimiento. Al atornillar este dispositivo a una superficie de sujeción, quedan impedidos los movimientos de la célula en los seis grados de libertad. Se debe destacar que es necesario diseñar la sujeción de manera que la orientación de la célula de carga sea la descrita anteriormente, quedando los ejes globales en la posición correcta.

2.3. Alimentación de la célula y tarjeta de adquisición

La célula de carga necesita un **módulo de alimentación**. El aparato que alimenta a la célula tiene una doble función, adaptar el voltaje de la red eléctrica común al requerido por el aparato y recibir las señales analógicas que envía en los ensayos. Este elemento separa cada señal en un canal que irá conectado a su respectiva entrada en la tarjeta de adquisición. Finalmente, la tarjeta la transformará en una señal digital.



Fig. 2.7: Alimentador-receptor de la célula de carga

La **tarjeta de adquisición** de datos que se utilizará para la obtención de los esfuerzos medidos por la célula de carga es una *National Instruments* [c]FP-AI-110. Esta tarjeta tiene ocho canales de adquisición de datos analógicos con una resolución de 16 bits, admite rangos de entrada de -5 a 5 V y 0 a 20mA de intensidad y dispone de la posibilidad de incluir en el software un filtro de ruido.

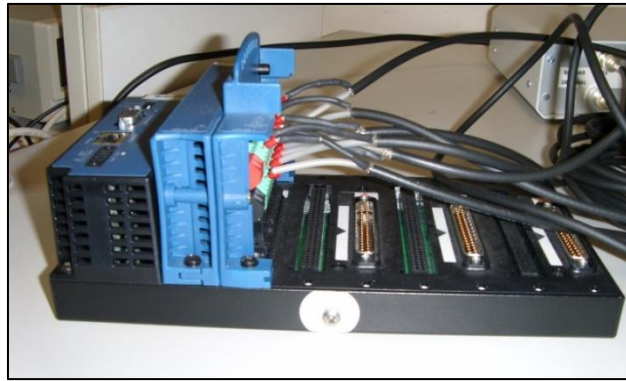


Fig. 2.8: Tarjeta de adquisición de la célula de carga

De acuerdo a lo explicado, el interés del presente documento en la tarjeta de adquisición es puramente geométrico, ya que no se van a adquirir datos con ella. Puesto que el aparato incorpora un sistema de sujeción de pared se puede concluir que no influirá en la necesidad de espacio, ya que no requiere una zona concreta de instalación en la mesa de laboratorio ni en el túnel.

Como se puede observar, la influencia de estos dos elementos en el diseño del soporte se basa únicamente en la correcta colocación de los cables que los conectan a los aparatos de medida, puesto que es imprescindible que el giro del soporte no interfiera en la adquisición de datos, es decir, que al girar el soporte, los cables permanezcan bien sujetos tanto al aparato de medida como al de alimentación y al de recepción de datos.

2.4. Lector de presiones

El elemento de medida principal de la instalación es el **lector de presiones** DSA 3217/16Px. Este lector es un escáner electrónico de presión con compensación de temperatura de *Scanivalve Corporation*.

Consiste en dieciséis sensores piezoresistivos que pueden medir presión tanto en líquidos como gases. Los dieciséis canales miden presiones relativas a una toma de referencia, lo que habrá que tener en cuenta en la adquisición de datos y programación del cálculo posterior. Esta toma forma parte de las entradas de programación de las que dispone el lector para calibrar, resetear el lector, etc.

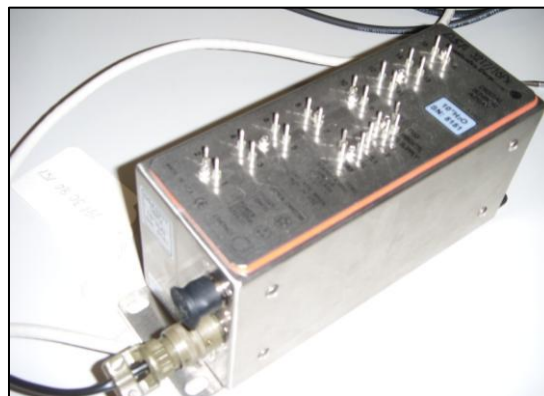


Fig. 2.9: Lector de presiones

El lector se conecta al ordenador por medio de un cable *Ethernet cruzado*, mediante el cual envía la señal digital convertida internamente a partir de las medidas realizadas.

A este aparato le proporciona electricidad una **fuentes de alimentación** que le aporta 28 V de corriente continua (tensión recomendada) aunque el DSA admita entradas desde 20 a 36 Vdc. Empleando esta tensión de entrada se obtiene un consumo de 8 W.



Fig. 2.10: Entrada de alimentación y salida de datos de DSA

Para la lectura de datos se conecta a cada toma de presión un tubo de plástico de 1.6mm (0.063 pulgadas) de diámetro interior, desde el punto de medida, hasta cada uno de los canales. La presión máxima admisible de los canales es de 5.171 kPa (750 psig) y puede operar en condiciones de 0 a 60°C con una resolución de 16 bits. La toma de referencia admite una presión máxima de 1.724kPa (250 psig).

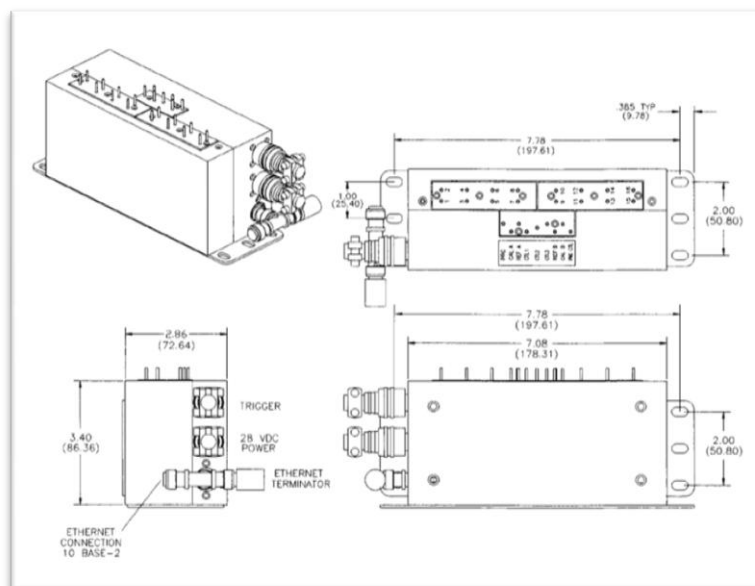


Fig. 2.11: Esquema DSA y medidas de sus elementos

Como ya se ha apuntado, el lector convierte la señal de cada uno de los sensores piezoresistivos de analógica a digital por medio de un microprocesador interno, almacenando la información en la memoria EEPROM y enviándola después al ordenador.

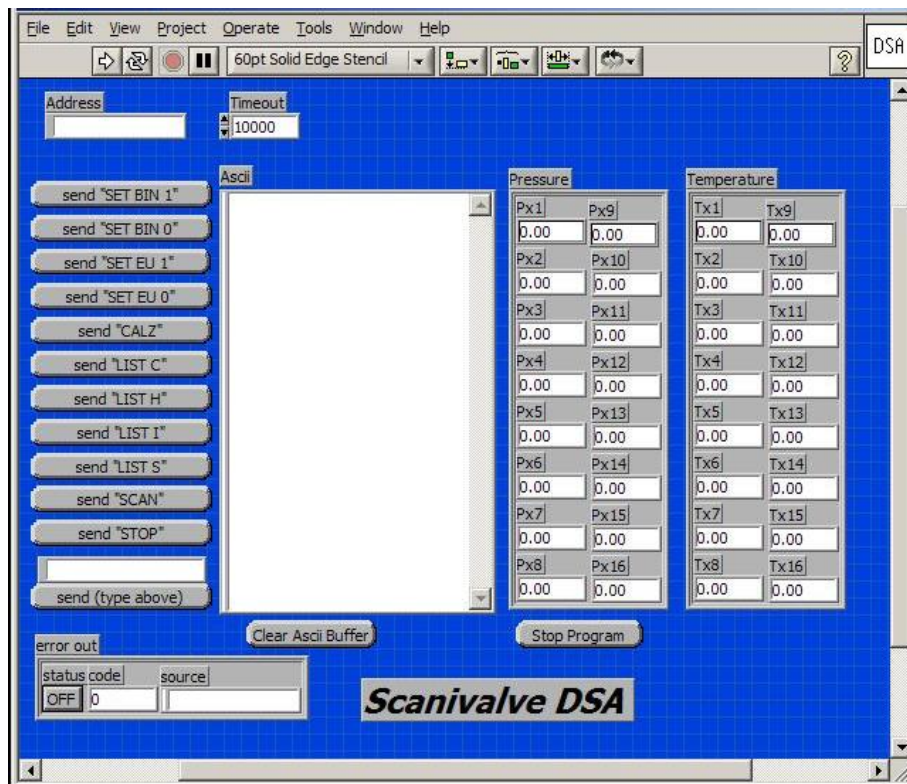


Fig. 2.12: Pantalla del software de adquisición de datos.

Mediante el software adecuado se pueden obtener las medidas realizadas. En este caso el software que se va a utilizar es *Labview* en su versión 8.6. El lector viene documentado con el programa en *Labview* del que se van a obtener los datos de presión y de temperatura en cada una de las dieciséis tomas.

Para medir con el lector de presiones se han de seguir los siguientes pasos:

- Conectar el lector a la fuente de alimentación y ponerla a 28 Vdc.
- Conectar el cable *Ethernet* al ordenador
- Configurar la conexión con IP 191.30.5.5
- Abrir *Labview*
- Abrir el archivo DSA reader.exe
- Activar el botón *run* de la barra de herramientas
- Escribir la dirección IP en la casilla *Address* y validarla. La dirección IP viene definida por el fabricante. El lector de la Universidad tiene la IP: 191.30.80.151
- Dejar predefinida la opción *Timeout*
- Presionar el botón *send "SCAN"*
- El programa comienza a medir presiones y temperaturas por lo que habrá que dejar que la señal se estabilice

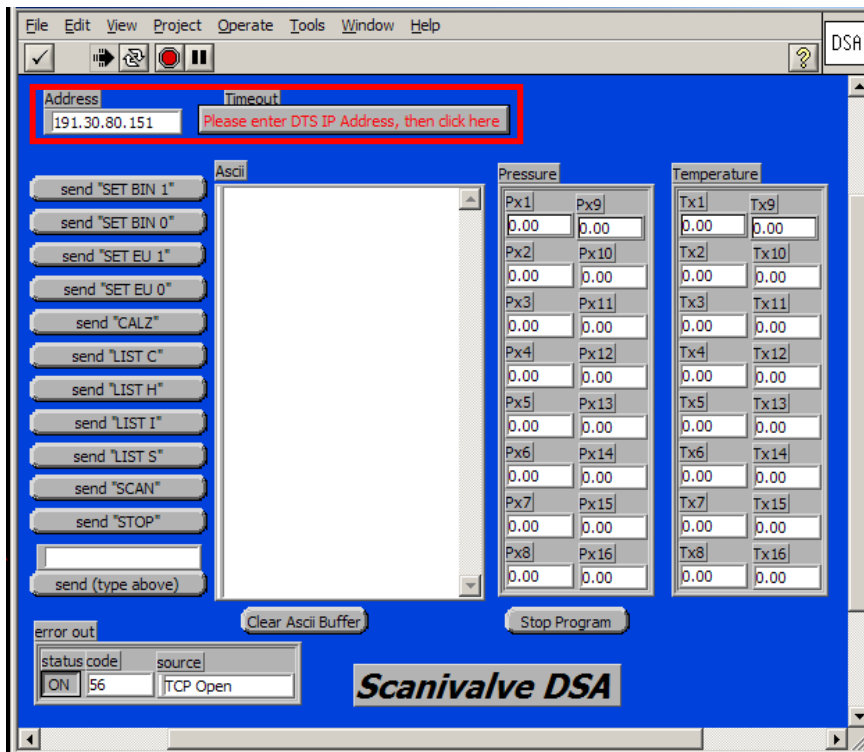


Fig. 2.13: Paso 1 para adquisición de datos

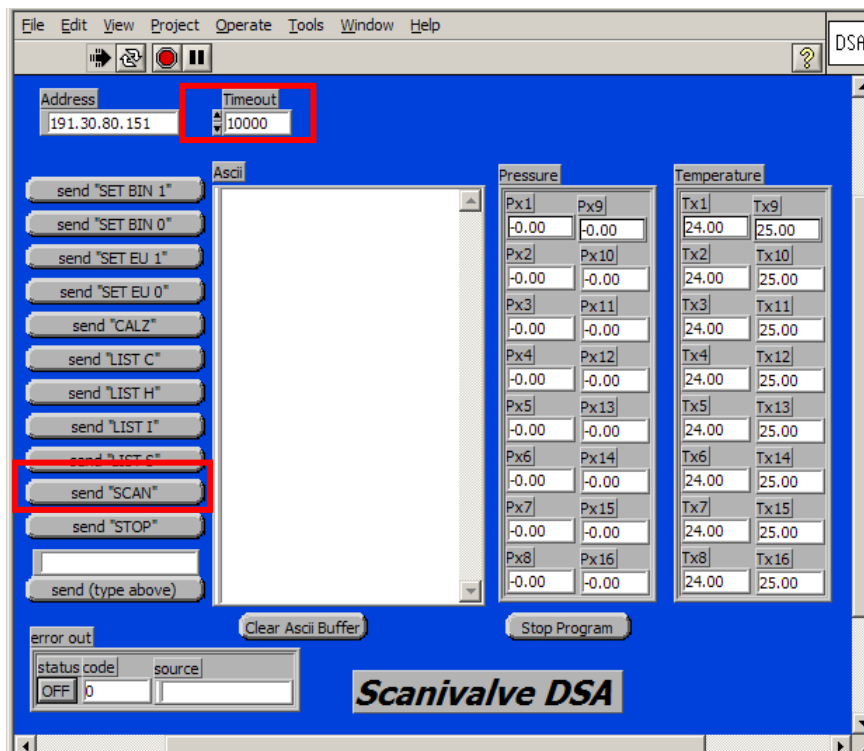


Fig. 2.14: Paso 2 para adquisición de datos

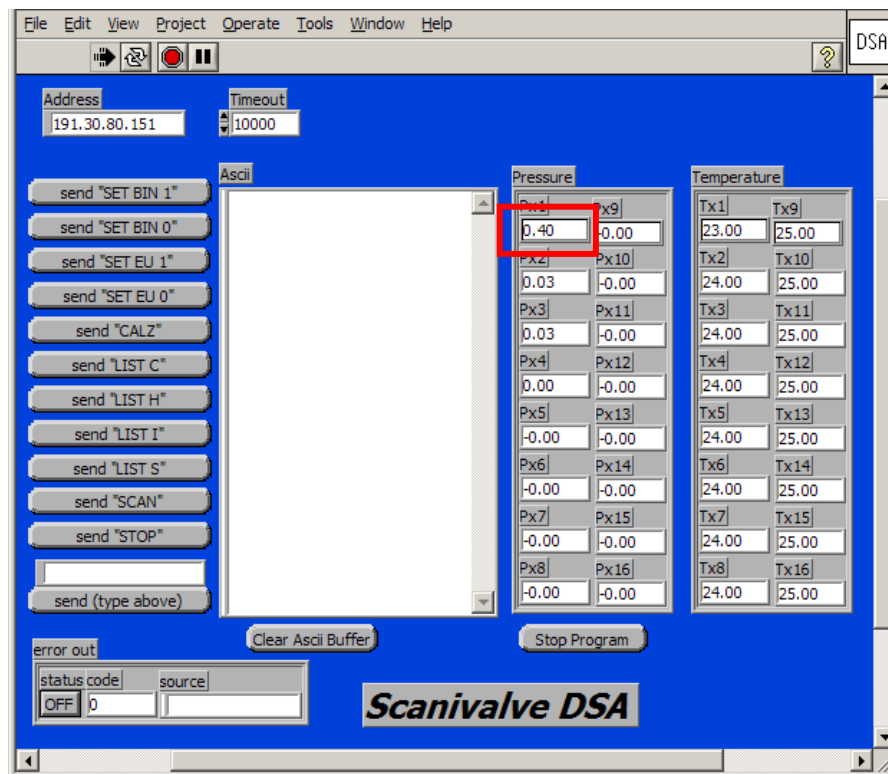


Fig. 2.15: Adquisición de datos

Como se puede ver, todas las presiones están definidas por un número que corresponde al canal de entrada de la toma correspondiente. Por otro lado, también se adquieren medidas de temperatura, que, aunque no se van a usar en el experimento concreto que se va a describir en este proyecto, si lo puede ser para futuras investigaciones.

2.5. Soporte de la célula de carga y el perfil aerodinámico

Una vez definidos todos los elementos componentes de la instalación, se procede al diseño del soporte de la célula de carga. Para ello se parte de un prototipo previamente fabricado que, sin embargo, no cumplía suficientemente todas las especificaciones necesarias.

El prototipo consiste en tres piezas:

- un plato de sujeción al túnel de viento
- un contenedor de la célula de carga con forma de “vaso” sostenido por la pieza anterior por medio de un rebaje
- un rodamiento axial con la función de reducir el rozamiento entre las dos partes.

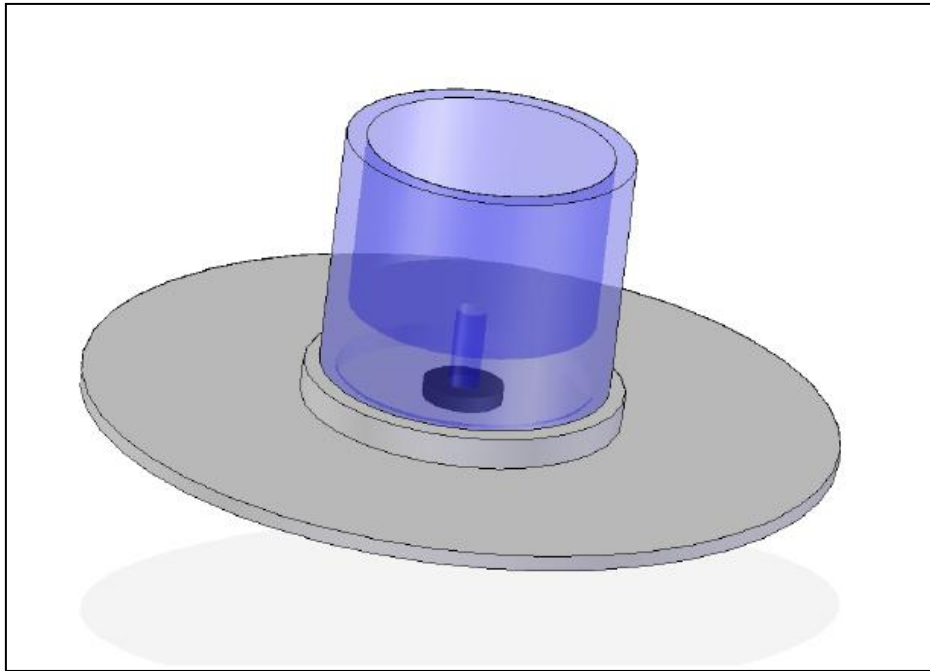


Fig. 2.13: Prototipo

El prototipo no cumple con todas las funciones necesarias, como se verá a continuación, y resulta aparatoso y poco efectivo modificarlo completamente. Por ello se desechan el rodamiento y el vaso-contenedor, basando el nuevo diseño únicamente en el plato de sujeción al túnel.

Se comienza por analizar las necesidades de la sujeción, recogiendo las siguientes necesidades:

- La célula de carga debe alojarse fuera del área de experimentación del túnel, es decir, debe quedar fuera del túnel de viento.
- Debe poder medir correctamente los esfuerzos que se van a crear dentro del túnel sin ningún impedimento, rozamiento con otros elementos u holgura.
- La sujeción debe permitir la correcta conexión de la célula de carga con el elemento receptor de datos, en este caso, una tarjeta de adquisición
- El diámetro de apertura del túnel de viento al exterior es de 183 mm.
- Se debe permitir el giro del perfil dentro del túnel de viento.

Puesto que el diseño se basa, como se ha dicho, en el plato de sujeción, se fresa la base superior del plato quedando completamente plana y paralela a la pared del túnel, obteniendo así una base de referencia para el resto de la instalación. Se hace a su vez un fresado circular de 94 mm de diámetro a modo de alojamiento de la pieza giratoria necesaria. Para anclar el plato fijo al túnel de viento, se hacen cuatro taladros a 90° M5.

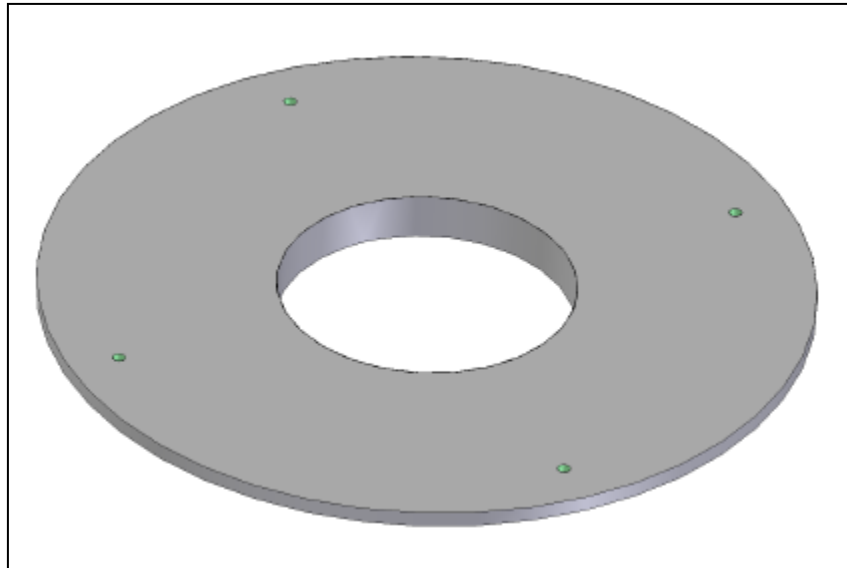


Fig. 2.14: Plato fijo

Para que la célula de carga no obstaculice las medidas dentro del túnel y a su vez el aire no interfiera en los datos que esta recoja del objeto de estudio, se amarrará la célula de carga, según las instrucciones del fabricante de la misma, por la chapa circular superior (sistema de sujeción) de manera que dicha sujeción y el aparato de medida queden fuera del túnel de viento. Además el conjunto debe ajustarse a las características concretas de la instalación de la universidad.

A su vez, es necesario el giro del perfil dentro del túnel, como se ha dicho, por lo que se decide que deberá ir anclado a una pieza exterior giratoria. Esta pieza irá alojada dentro del agujero de 94 mm de diámetro realizado al plato del túnel, permitiendo el giro entre ellos.

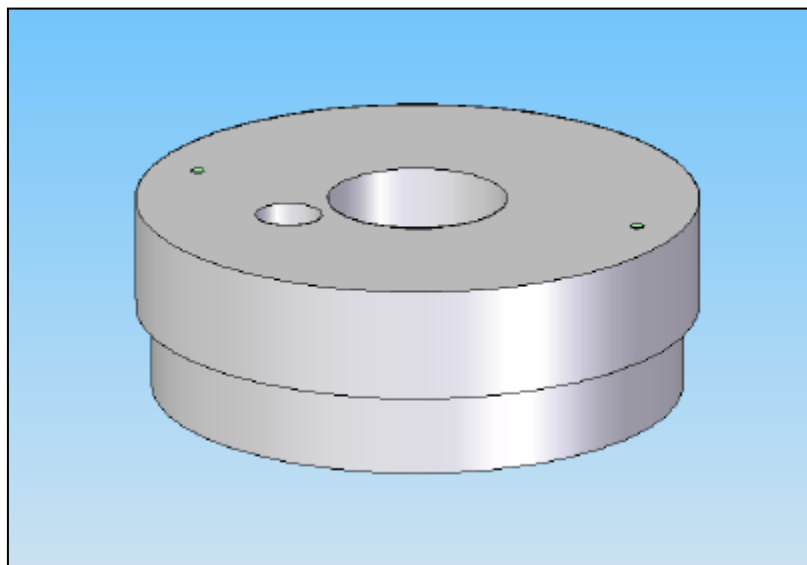


Fig. 2.15: Plato giratorio.

Por otro lado, debe dejarse espacio para la introducción de los dieciséis tubos de medida de presión del DSA, por lo que se fresa un agujero circular de 12 mm de diámetro, suficiente para la entrada de los mismos en el túnel.

Con el fin de amarrar la célula al plato giratorio, se fabrica un puente de sujeción que irá amarrado a éste por medio de dos tornillos M4. La célula de carga se atornilla al puente por su parte superior con dos tornillos M5 correspondiendo a la métrica de las roscas del aparato de medida. Al sujetarla de esta manera, la célula queda suspendida para que se puedan introducir los tubos de medida y a la vez que se da orientación y sujeción a la misma. Tras atornillar todo, los tres ejes de referencia son los siguientes:

- Eje X: eje paralelo a la dirección del aire en el interior del túnel.
- Eje Y: eje perpendicular a la dirección del aire en el interior del túnel y paralelo al plano horizontal de los platos de sujeción.
- Eje Z: eje perpendicular a los anteriores con dirección al centro de la célula de carga.

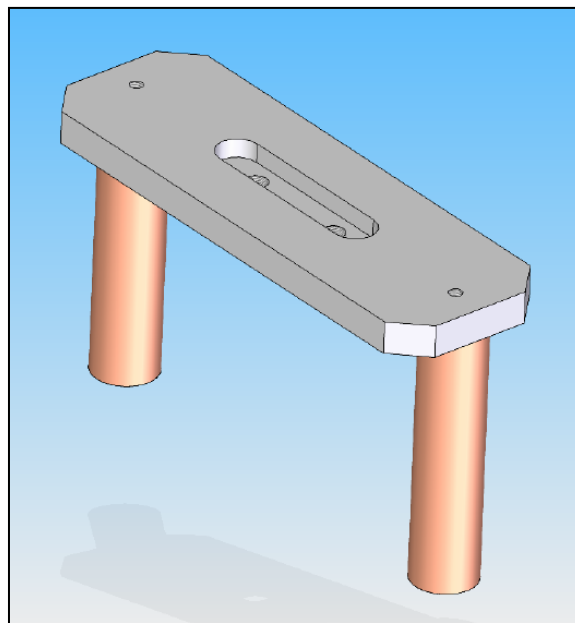


Fig. 2.16: Puente de sujeción

Puesto que el objetivo inicial del desarrollo de diseño y fabricación del soporte, era permitir el giro del perfil dentro del túnel de viento, al quedar la célula de carga anclada al plato giratorio, bastará con sujetar el perfil a ésta, de manera que el conjunto gire simultáneamente.

Para ello se fabrica un vástago al que sujetaremos el perfil por medio de una horquilla. El vástago se compone de una base y un eje. La base se confecciona como imagen espejo del elemento de medida de la célula de carga, es decir, se compone de la guía central, la guía de orientación del eje "x" y los cuatro taladros roscados M5, uniéndose por medio de estos últimos al aparato de medida. En este eje irá sujeto el perfil por la mitad de su cuerda.

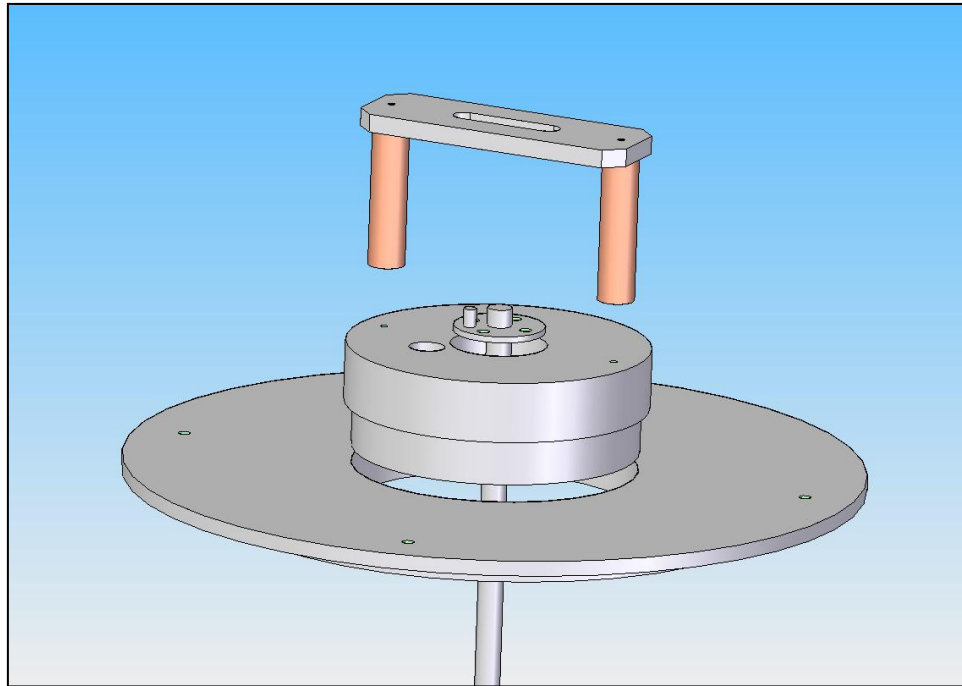


Fig. 2.17: Soporte completo

Para que no existan interferencias en las medidas, el vástago debe tener posibilidad de desplazamiento en los seis grados de libertad, por lo que se fresa en el plato giratorio un agujero de 22 mm de diámetro para que el movimiento no quede impedido.

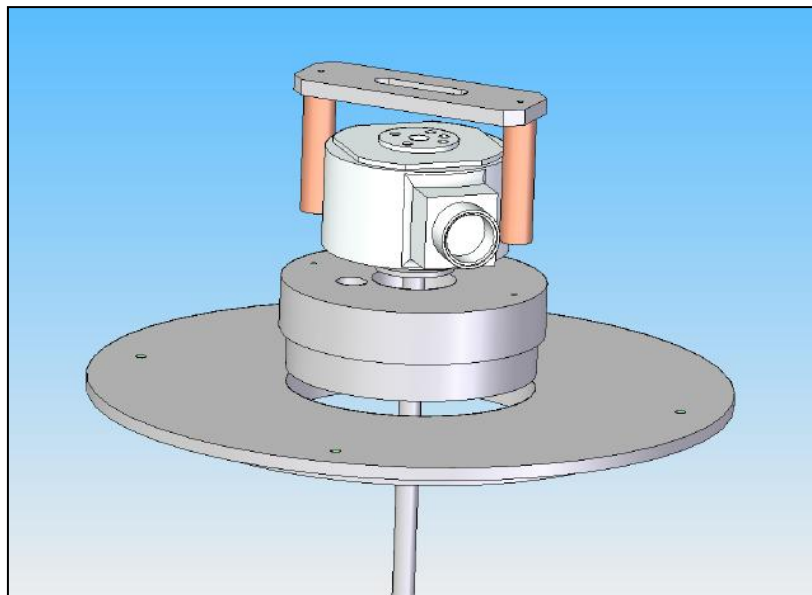


Fig. 2.18: Conjunto completo

De esta manera queda definido el conjunto completo, siendo posible comenzar con la exposición de los cálculos realizados.

3. RESUMEN TEÓRIO DE CÁLCULOS

Existen numerosas teorías que explican el comportamiento de los perfiles aerodinámicos en el túnel de viento, algunas más complejas que otras. En este capítulo se tratará de explicar todas las teorías de las que se va a hacer uso, así como su principio de funcionamiento y el porqué de su uso en este caso concreto.

Se abarcarán las ecuaciones que definen el perfil, las características del flujo y las teorías de cálculo de los esfuerzos en perfiles aerodinámicos debido a la acción del viento, dejándose definidas todas las ecuaciones características del problema del que se ocupa este proyecto.

3.1 Ecuación de los perfiles naca

Como se explicará en el capítulo 4, los perfiles NACA se caracterizan principalmente por su espesor y su curvatura, lo que se ve reflejado en el nombre de dicho perfil.

Para caracterizar matemáticamente la curva de cualquier perfil NACA, existe una ecuación que los engloba a todos:

$$\pm y = \frac{t}{0.2} (0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4)$$

Siendo los parámetros:

- “y” el espesor a lo largo del perfil desde la línea de central del perfil
- “x” la posición del punto en dicha línea
- “t” el mayor espesor del perfil

Y estando todos ellos expresados en %.

Como se puede observar, la cota “y” está precedida por el signo \pm que indica las dos superficies del perfil, intradós y extradós, siendo el extradós el positivo y el intradós el negativo.

En este caso no es necesario definir la ecuación que determina la línea central del perfil, puesto que al utilizar, como se verá más adelante, un perfil simétrico, coincide con el eje “x”.

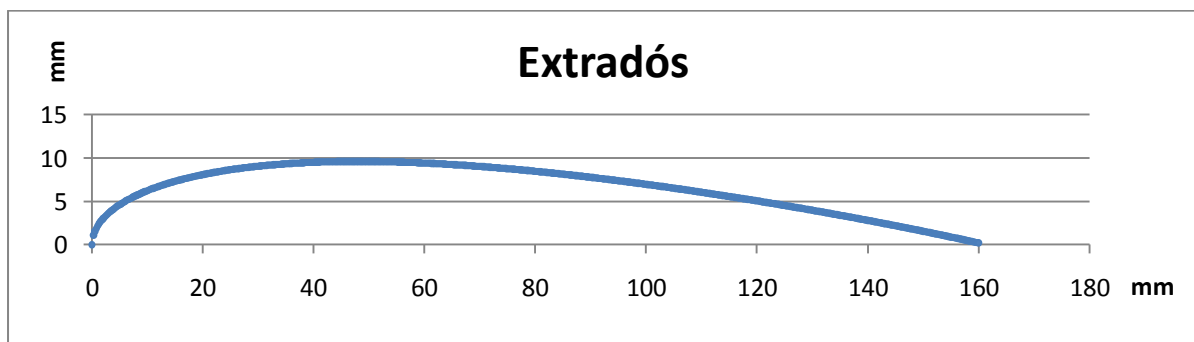


Fig. 3.1 Ejemplo del extradós de un perfil calculado con ecuación de perfiles NACA. NACA 0012 de 160 mm de cuerda

3.2 Tipo de flujo

Es necesario analizar el tipo de flujo existente alrededor del perfil y las consecuencias de sus propiedades en el mismo.

El flujo de aire que incide en el perfil es, como es lógico, externo respecto al objeto de análisis. Los flujos externos se consideran típicamente no viscosos, es decir, los efectos de la viscosidad en el perfil son despreciables. Se puede hacer esta afirmación porque los esfuerzos cortantes en el flujo son tan pequeños que prácticamente no le afectan.

Esta teoría no implica que el aire no tenga viscosidad, sino que los efectos viscosos están confinados en la capa límite que aparece en la superficie del perfil. Dicha capa es tan delgada que se puede obviar en los cálculos que se van a realizar del objeto de estudio.

Conocido el carácter externo y no viscoso del flujo, se deben considerar las dimensiones de la velocidad del mismo. Con este fin se analizan las características de la velocidad del aire alrededor del perfil.

Típicamente la velocidad se expresa como un vector dependiente de cuatro factores:

$$U = f(x, y, z, t)$$

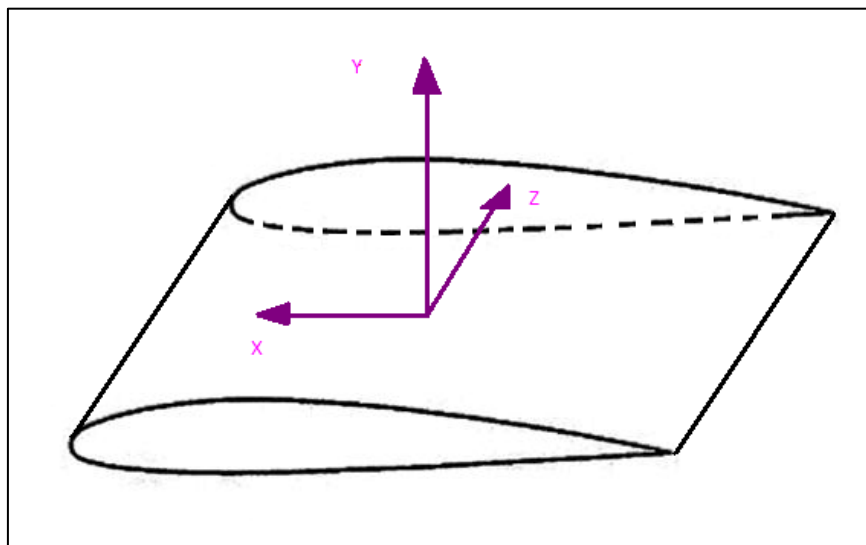


Fig. 3.1. Esquema de perfil con ejes globales

Teniendo en cuenta los ejes globales de la imagen (estudiados en el capítulo 2), la velocidad del aire en la dirección del eje “z” es constante para cada punto de la superficie, es decir, no depende de esta variable.

$$U = f(x, y, t)$$

El flujo es entonces bidimensional, puesto que sólo depende de los parámetros dimensionales “x” e “y”.



Continuando con el análisis, un fluido es incompresible cuando la variación de su densidad es insignificante a lo largo del campo de flujo, es decir, la variación de la densidad se puede despreciar.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$$

Para saber si un fluido gaseoso es incompresible o no, hay que calcular su número de Match. El número de Match es la razón entre la velocidad que lleva el fluido y la del sonido, de manera que si el número de Match de un gas es menor a 0.3 se puede considerar que la variación de su densidad es menor del 3% y por lo tanto insignificante, es decir, el flujo será incompresible.

Aplicando esta teoría al caso que nos ocupa y sabiendo que la velocidad en el túnel de viento no supera los 30 m/s (lo que será comprobado en el capítulo 6) y considerando que la velocidad del sonido es de 340 m/s, el máximo número de Match posible es:

$$\frac{U}{c} = \frac{30 \text{ m/s}}{340 \text{ m/s}} = 0.088 < 0.3$$

Como se puede observar, el flujo puede considerarse incompresible ya que el número de Match que se consiga en él no será mayor de 0.088 que en sí mismo cumple la condición de incompresibilidad.

Por último, el flujo se puede considerar estacionario cuando las condiciones de velocidad, presión y densidad no varían con el tiempo.

$$\frac{\partial U}{\partial t} = 0$$

$$\frac{\partial p}{\partial t} = 0$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$$

Se ha comprobado que el flujo es incompresible, luego cumple que la variación de densidad con el tiempo es nula.

Para conseguir que el flujo sea estacionario, cumpliendo las especificaciones de las otras dos ecuaciones, se deben tener en cuenta las siguientes consideraciones cuando se realicen los experimentos: las variaciones de presión y velocidad se pueden hacer despreciables estabilizando el flujo. Para ello, se deja que el aire actúe sobre el perfil, sin que este se desplace de su posición de estudio, durante el suficiente tiempo como para que la estabilización ocurra. Si se siguen todos los pasos, se puede considerar también que el flujo estacionario.

Queda demostrado, por tanto, que el flujo es externo, no viscoso, incompresible y estacionario.

3.3 Fuerzas que ejerce el flujo sobre el perfil y coeficientes característicos

Cuando introducimos un perfil aerodinámico en el túnel de viento, el aire que incide sobre él hará que aparezca una fuerza en el perfil inducida por la corriente que hay a su alrededor.

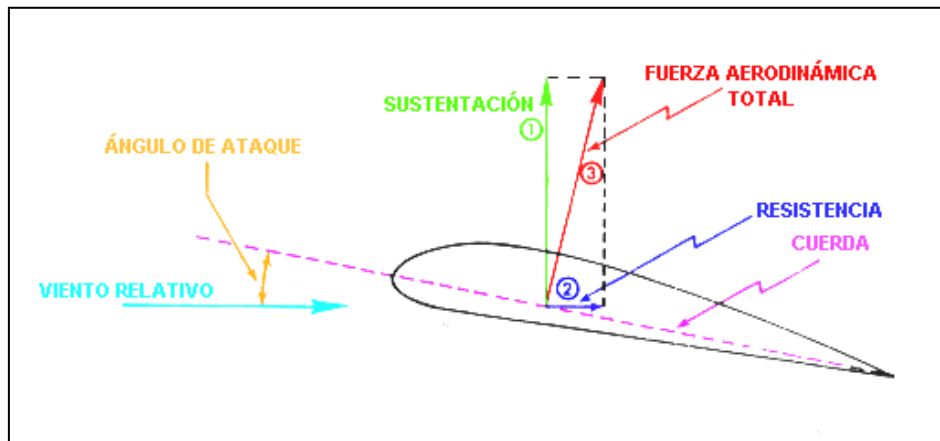


Fig. 3.2: Fuerzas que ejerce el viento en un perfil aerodinámico

Esta fuerza aparece debida a dos factores:

- los esfuerzos de presión (p)
- los esfuerzos viscosos (τ).

Como se ha hablado anteriormente, los esfuerzos viscosos se encuentran “confinados” dentro de la capa límite existente alrededor del perfil. Por otro lado, los esfuerzos de presión son muy importantes ya que son los principales encargados de la sustentación del perfil, como veremos a continuación. La fuerza total se expresa como:

$$F = - \int_S p \cdot \vec{n} \cdot dA + \int_S \vec{n} \cdot \vec{\tau} \cdot dA$$

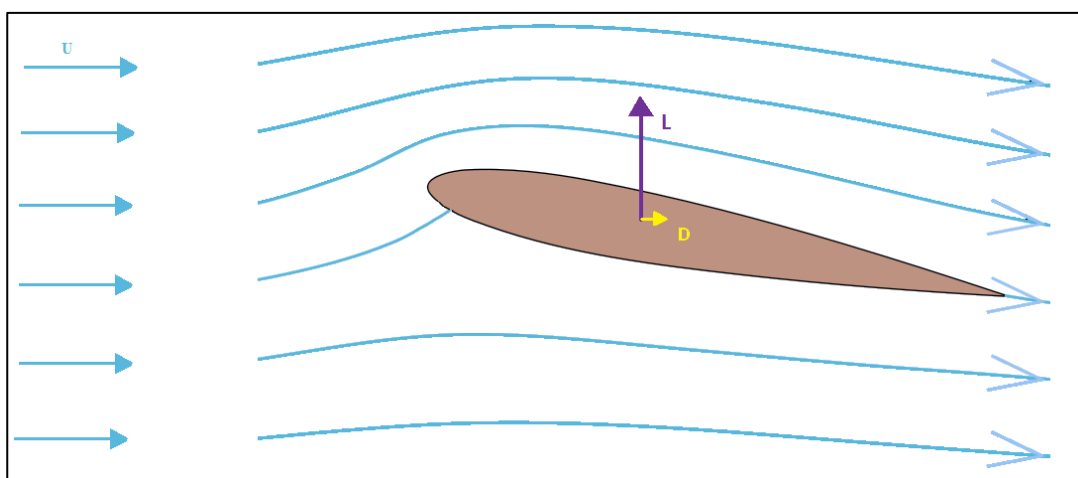


Fig.3.3 Flujo alrededor de un perfil y fuerzas que ejerce en él



Como se puede observar en la imagen, la fuerza total ejercida sobre el perfil se puede descomponer en dos:

- una fuerza perpendicular al flujo llamada sustentación (*lift* en inglés)
- otra paralela llamada resistencia (*drag* en inglés).

En la sustentación cobra importancia el término dependiente de la presión, siendo el de la viscosidad despreciable, ya que, como se ha apuntado anteriormente, el flujo se considera no viscoso y los esfuerzos que aparecen debidos a la presión en esta dirección son mucho más grandes que los otros.

$$L = - \int_S p \cdot \vec{n}_y \cdot dA$$

Sin embargo, si se habla de resistencia es necesario tener en cuenta los dos términos, puesto que, en su dirección, el orden de ambos es aproximado debido a la forma del perfil, no pudiendo despreciar ninguno de los esfuerzos.

$$D = - \int_S p \cdot \vec{n}_x \cdot dA + \int_S \vec{n}_x \cdot \vec{\tau}' \cdot dA$$

Como es característico en fluidomecánica, estos parámetros se adimensionalizan simplificando el problema y haciendo que las soluciones puedan ser generalizadas y comparadas con más facilidad. Así:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c} \quad C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c}$$

Siendo: U_∞ la velocidad media del aire en el túnel

ρ la densidad del aire

c la cuerda del perfil

Se puede observar que la fuerza de la que se hablaba al principio, depende en su mayor parte de la presión que aparece en el perfil. En la imagen 3.4 se esquematiza la distribución de presiones que aparece en un perfil tipo.

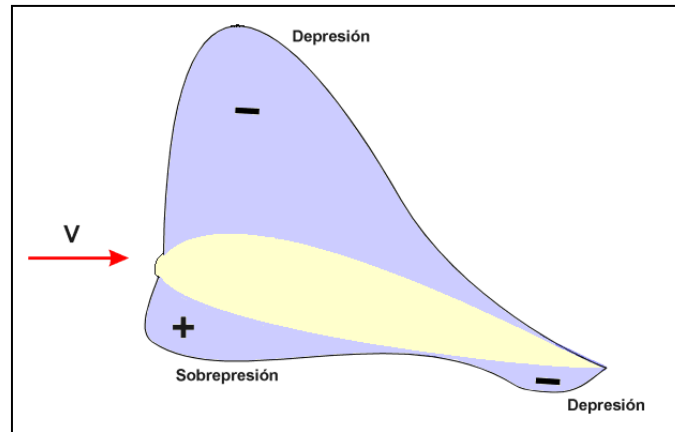


Fig.3.4 Distribución de presiones en un perfil aerodinámico.

El parámetro que caracteriza cada uno de los puntos existentes en la superficie del perfil se llama coeficiente de presión y tiene la forma:

$$C_p = \frac{P_0 - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2}$$

Siendo: P_0 la presión en el punto
 P_∞ la presión genérica del aire fuera de la superficie del perfil
 U_∞ la velocidad media del aire en el túnel

Cada uno de los puntos de la superficie tiene su propio coeficiente de presión. Si se observa la imagen, se llama presión + a la existencia de sobrepresión en la superficie. Esto es lo que ocurre en la mayor parte del intradós, el aire “empuja” el perfil hacia arriba, pues al discurrir el aire por esta zona pierde velocidad, aumentando su presión. Sin embargo, en el extradós, el aire “succiona” el perfil, se crea depresión al aumentar la velocidad en esta zona.

Según estos signos, el coeficiente de presión en una y otra superficie son contrarios (negativa en el extradós y positiva en el intradós). Característicamente, se cambia el signo a C_p para representarlo, pues simboliza mejor lo que ocurre en el perfil.

Como se ha visto, la presión o depresión que aparece alrededor del perfil es lo que hace que se sustente, por ello los dos coeficientes están íntimamente relacionados. Si se observa la definición de sustentación:

$$L = - \int_S p \cdot \vec{n}_y \cdot dA = - \int_0^c (p_{\text{extradós}} - p_{\text{intradós}}) dx$$

$$C_p = \frac{P_0 - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c}$$



$$C_L = \int_0^1 (C_{P \text{ intradós}} - C_{P \text{ extradós}}) dx$$

Por lo que, experimentalmente, bastará con medir la presión existente en los puntos que componen la superficie debido a las sobrepresiones o depresiones causadas por el aire, calcular su coeficiente de sustentación e integrar. Como se verá en los capítulos siguientes, al sólo disponer de 16 tomas en el medidor de presiones, se debe escoger el método correcto de integración para que los datos que obtengamos sean correctos.

Se ha visto que la presión actúa como un sistema de fuerza distribuida a lo largo del perfil, por lo que la fuerza total resultante se aplica en un punto concreto que se calcula como la media de la posición de las presiones a lo largo del perfil:

$$c_p = \frac{\int p(x) \cdot x \, dx}{\int p(x)}$$

Este tipo de distribución genera a su vez un momento en ese punto llamado momento de cabeceo que se define como:

$$M = \int_S r x (-p \cdot \vec{n} + \vec{\tau} \cdot \vec{n}) ds$$

Siendo: r la distancia genérica desde el borde de ataque al diferencial de superficie
 p la presión en el diferencial
 τ la viscosidad

Y su coeficiente adimensional:

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c^2}$$

Haciendo la analogía que se ha hecho antes con C_L :

$$C_M = \int (C_{P \text{ intrados}} - C_{P \text{ extradós}}) x \, dx$$

Existe otro punto, llamado centro aerodinámico, en el que el momento de cabeceo no varía con el ángulo de ataque. Este punto se encuentra a $c/4$ del borde de ataque.

Hay que aclarar que todos coeficientes y el centro de presiones varían con el ángulo de ataque.

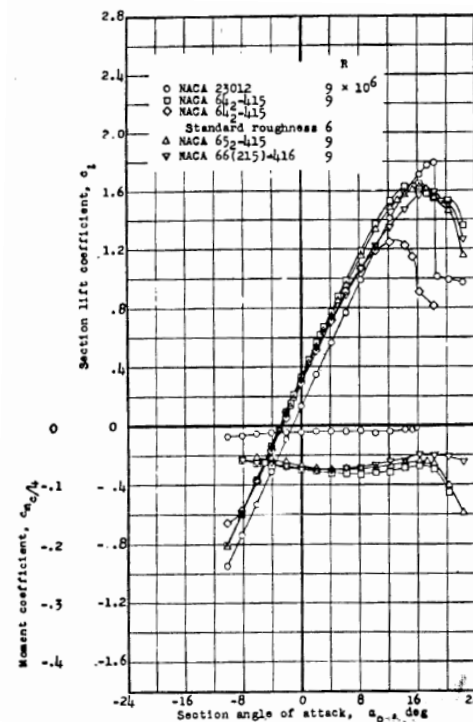


Fig.3.5. Ejemplo de variación de C_L y C_M con el ángulo de ataque

En estas definiciones se ha dejado atrás la componente de resistencia de la fuerza que aparece en el perfil. Esto se debe a que al ser mucho más pequeña que la componente de sustentación, se suele obviar en el estudio de este tipo de perfiles.

El cálculo de esta componente depende de dos parámetros como se dijo anteriormente:

- La componente de presión, en la dirección paralela a la corriente, que es debida a desprendimientos de la corriente. Este desprendimiento depende del ángulo de ataque del aire sobre el perfil. Pasado un ángulo determinado, la corriente se desprende dejando de succionar el extradós de manera que el perfil no sólo no se sustenta, sino que el coeficiente de sustentación comienza a disminuir bruscamente. Se dice entonces que el perfil entra en pérdida. A este ángulo de incidencia se le llama **ángulo crítico**.

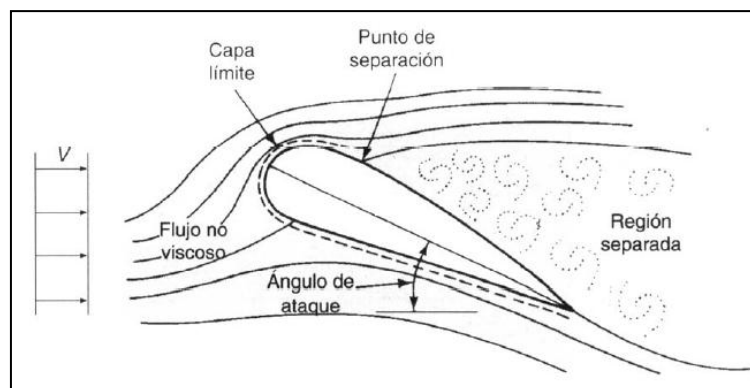


Fig.3.6. Esquema de la separación del flujo de la superficie del perfil a altos ángulos de ataque

- La componente de viscosidad, que depende del coeficiente de viscosidad del aire y del gradiente de velocidad en la pared del perfil. Su influencia es mayor cuanto más turbulento es el flujo, pues los efectos viscosos aumentan.

Al depender del factor de viscosidad, este parámetro se calcula a partir de métodos diferentes a los otros coeficientes, como puede ser medir por medio de una célula de carga de la componente horizontal de la fuerza resultante, de manera que se puede definir su coeficiente adimensional (C_D) como:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 c}$$

Quedan así determinados todos los parámetros que van a ser utilizados en los experimentos en el túnel y las fórmulas que se van a utilizar para su cálculo a partir de la recogida de los datos de presión a lo largo de la superficie del objeto de estudio (perfil aerodinámico).

3.4. Condición de Kutta

Cuando se introduce un perfil en un flujo de aire, éste se adhiere a la superficie del perfil con, como ya se ha explicado, velocidades distintas en el intradós y el extradós. Sin embargo, existe un punto en el que las velocidades se igualan (borde de salida), circunstancia que se conoce como condición de Kutta.

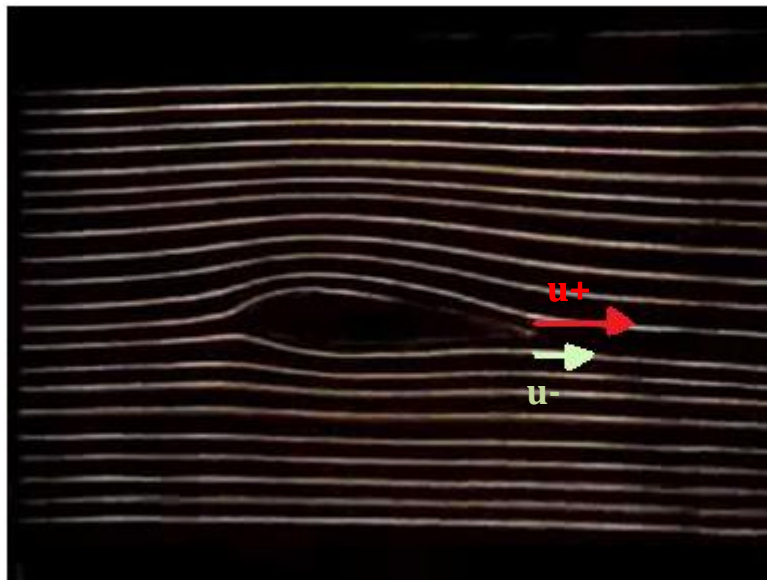


Fig. 4.2: Forma del flujo alrededor de un perfil

Si se aplica la ecuación de Bernoulli en los dos puntos (extradós e intradós) del borde de salida del perfil, llamando u^+ a la velocidad en el extradós y u^- a la del intradós, obtenemos:

$$P^+ = P_{\infty} + \frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 - \frac{1}{2} \rho u^{+2}$$



$$P^- = P_\infty + \frac{1}{2}\rho U_\infty^2 - \frac{1}{2}\rho u^{-2}$$

Si u^+ fuera mayor que u^- , la presión en el intradós sería mayor a la del extradós, por lo que existiría circulación de aire de un punto a otro. Físicamente esto no ocurre, lo que implica que u^+ necesariamente tiene que ser igual a u^- y por tanto sus presiones. Esto se conoce como hipótesis de Kutta.

Kutta y Joukowski publicaron a principio del siglo XX una serie de teorías que permitieron un gran avance en los estudios aerodinámicos. Sus teorías se basaron en las ecuaciones de Euler y Bernoulli, a partir de las cuales pudieron calcular de forma teórica la sustentación que se producía en un perfil aerodinámico al existir un flujo incompresible y no viscoso a su alrededor.

Kutta y Joukowski enunciaron que la sustentación depende de la circulación que hay alrededor del perfil. Para determinar la circulación neta, Joukowski empleó un método matemático complejo llamado transformación conforme, que proporciona infinitas soluciones matemáticas para el flujo alrededor del perfil.

La necesidad de que no existiese ninguna singularidad en el campo de velocidades en el borde de salida del perfil, llevó a Kutta a enunciar que la velocidad en el extradós en ese punto tiene que ser, necesariamente, igual a la del intradós. En otras palabras, como el flujo alrededor del perfil va adherido a la superficie y sólo se desprende al llegar al final, al volver a juntarse es necesario que su velocidad sea la misma. Esta condición permite determinar un único valor de la circulación que coincide con los resultados físicos.

Puesto que el flujo tiene la misma velocidad en el extradós y el intradós en el borde de salida, también tiene, según Bernoulli, la misma presión, lo que hace que el coeficiente de sustentación en este punto sea igual a cero.

$$C_p = \frac{P_\infty - P_0}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2}$$

$$C_L = C_{p \text{ intradós}} - C_{p \text{ extradós}}$$

$$C_{p \text{ intradós}} = C_{p \text{ extradós}}$$

$$C_L = 0$$

La hipótesis de Kutta permite simplificar la instalación, ya que conocemos las características de uno de los puntos clave del perfil, por lo que no será necesario caracterizarlo con los aparatos de medida, bastará con decir que $C_{p \text{ intradós}} = C_{p \text{ extradós}}$



4. CARACTERÍSTICAS DEL PERFIL AERODINÁMICO

4.1 Características generales

Un perfil aerodinámico *es una "superficie diseñada de tal manera que un flujo de aire incidente en ella produce un movimiento útil"*, según la definición dada por NASA.

El ejemplo más común de uso de perfiles aerodinámicos es el ala de un avión. El ala puede estar formada por un solo perfil o por una evolución de varios perfiles diferentes. Cuando el avión adquiere velocidad se produce una elevación debido a la fuerza que el aire ejerce en él por medio de la presión, quedando sustentado en el aire.

Existen muchas clases de perfiles aerodinámicos estandarizados, pero los más importantes, utilizados y estudiados son los perfiles NACA. La *National Advisory Committee for Aeronautics* nace en 1915 con el objetivo de unificar todos los estudios aeronáuticos que se estaban realizando en Norte-América, convirtiéndose en una de las sociedades de investigaciones aerodinámicas más importantes. Su presidente ordena la construcción de un gran túnel de viento y, tras realizar de numerosas investigaciones, publican "*The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel*" (ref. [2]) en el que se describen los perfiles de cuatro dígitos que pasarán a llamarse NACA. Desde entonces hasta 1958, cuando NACA pasó a ser la *National Aeronautics and Space Administration*, se han realizado numerosísimas investigaciones y avances aerodinámicos, siendo actualmente la sociedad aerodinámica más importante. Por ser característicos, se ha escogido uno de sus perfiles de cuatro dígitos.

Con el propósito de estudiar a fondo los perfiles aerodinámicos, primero es necesario describir cada una de sus partes, ya que la naturaleza de cada una dará al perfil sus características finales. Los perfiles constan de los siguientes elementos:

- *Intradós*: es la superficie inferior del ala.
- *Extradós*: es la superficie superior del ala.
- *Borde de ataque*: es la zona frontal del ala, donde el aire incide cuando el ángulo de ataque es cero.
- *Ángulo de ataque*: es el ángulo entre la cuerda del perfil y la dirección del aire que incide sobre el mismo.
- *Cuerda*: segmento que une el borde de ataque con el borde de salida.
- *Borde de salida*: es la zona trasera del ala. Es la zona con menor grosor y de su forma depende en gran parte la sustentación.
- *Línea de curvatura media*: línea que une el borde de ataque con el de salida de forma que siempre resulte equidistante al extradós y al intradós.
- *Zona de espesor máximo*: es la zona del perfil donde el espesor vertical es máximo.

Como se puede observar en la imagen, también caracterizan al perfil su zona de curvatura máxima y el radio de curvatura del borde de ataque que en este caso no es necesario definir ya que, como se verá a continuación, la curvatura es cero.

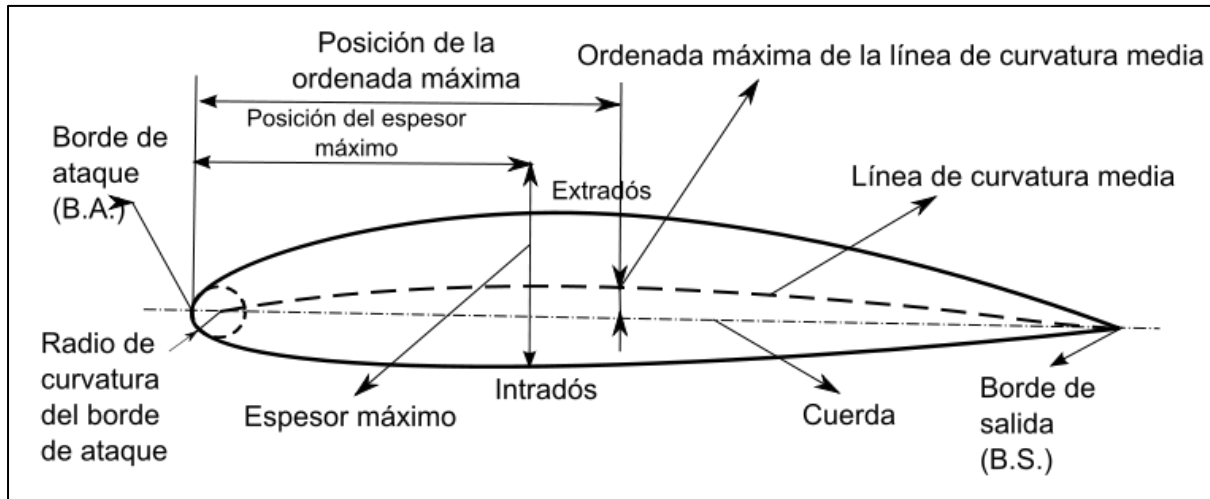


Fig. 4.1: Partes de un perfil aerodinámico

A la hora de elegir un perfil NACA u otro, la nomenclatura del mismo permite conocer sus características. Las cuatro cifras del nombre de un perfil tienen el siguiente significado:

- *Primera cifra:* expresa en tanto por ciento la flecha de la curvatura máxima del perfil en función de la cuerda.
- *Segunda cifra:* expresa, si le añadimos un 0 detrás, la distancia a la que se encuentra dicha curvatura del borde de ataque, también en tanto por ciento.
- *Tercera y cuarta cifra:* expresan en porcentaje el espesor del perfil respecto a la cuerda.

A posteriori, aparecieron los perfiles de cinco cifras por la necesidad de crear nuevos perfiles. En los años 40 aparecieron los *perfiles de flujo laminar* de 6 cifras.

En este contexto, se ve necesario incidir en otro punto importante del perfil: el centro de presiones. El centro de presiones es el punto donde se pueden considerar aplicadas las fuerzas que inciden en el perfil, es decir, podemos modelar la fuerza distribuida que se crea en el perfil por medio de una única fuerza resultante aplicada en el centro de presiones. Este punto se encuentra entre un 25 y un 60% de la cuerda del borde de ataque y se mueve de atrás a delante según el ángulo de ataque (ver punto 3.3 para su cálculo).

4.2 Características del perfil escogido

4.2.1 CARACTERÍSTICAS GENERALES

Con el propósito de preparar correctamente los instrumentos de medida y caracterización, así como los métodos de estudio y experimentos que se van a realizar en el túnel de viento, es necesario elegir previamente el perfil aerodinámico, objeto de estudio que se va a utilizar en los ensayos. Esto implicó la necesidad de documentar varios perfiles para hacer una correcta elección.

Como se ha apuntado, se decide escoger un perfil NACA por ser los más documentados y característicos. Una vez elegido el tipo de perfil, se describieron las características que debía cumplir para concordar con el tamaño del túnel de viento y los requerimientos de fabricación y posterior manipulación del perfil, no sólo en forma, sino también en tamaño. Las características implícitas son las siguientes:

- El espesor del perfil debía ser de al menos el 10% de su cuerda, ya que las necesidades constructivas exigen un grosor importante para la correcta manipulación del mismo en la instalación de la sujeción y las tomas de presión.
- El ángulo de ataque crítico no debía ser menor de 8° , puesto que el rango de datos que se podrían medir sería insuficiente para caracterizar bien el perfil.
- El ángulo de ataque crítico no debe ser mayor de 20° , pues, al ser el túnel de viento pequeño, la interacción con las paredes sería demasiado grande e imposible de evitar (lo que se justificará más adelante en el punto 4.2.2).
- Las curvas características debían ser lo más suaves posibles para facilitar la integración ya que se dispone de tan pocas tomas de presión (16 tomas).
- Por supuesto, el perfil debe caber dentro del túnel de viento de la Universidad.

Para la documentación de los perfiles se examina el libro *"Theory of wing sections"* de Ira H. Abbot y Albert E. Von Doenhoff (ref. [1]). En él se encuentran documentados los perfiles NACA de cuatro dígitos.

Tras inspeccionar las gráficas se escoge el perfil NACA 0012, que cumple todos los apartados anteriores como se verá a continuación.

El perfil que nos ocupa, según su nomenclatura, implica las siguientes características:

- no tiene curvatura ya que su primera y segunda cifra son cero
- su espesor máximo es un 12% de la cuerda

Como se puede ver, el perfil queda completamente definido con estas cuatro cifras.

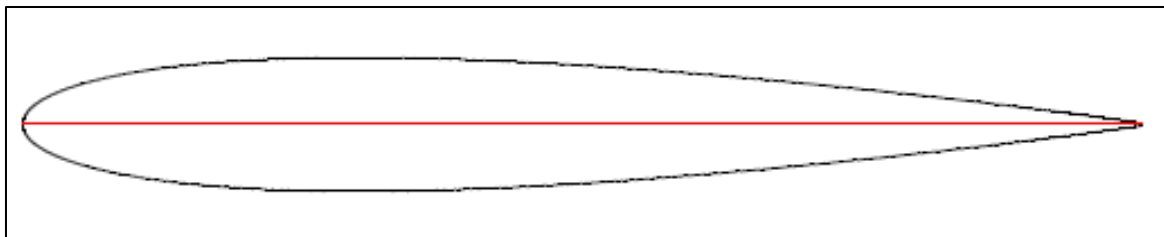


Fig. 4.2: Perfil NACA 0012

4.2.2 CARACTERÍSTICAS DEL NACA 0012

Como se ha explicado, el perfil NACA 0012 cumple con todas las características prefijadas, tanto por necesidades constructivas como por necesidades metodológicas. A continuación se explican detenidamente todas las características de este perfil y cómo influyen en la fabricación, instalación en el túnel y los estudios y método de cálculo escogidos.

Ángulo de ataque crítico

En la figura 4.3 se puede comprobar que el ángulo de ataque crítico, para un espectro de rugosidades de $3 \cdot 10^{-6}$ a $9 \cdot 10^{-6}$, está en torno a 16° / 18° . Para este ángulo, el coeficiente de sustentación disminuye bruscamente haciendo que el perfil deje de mantenerse en el aire. Esta característica cumple con las especificaciones 2 y 3.

La gráfica teóricas del perfil NACA 0012 obtenidas de la ref. [1] de α frente a C_L es:

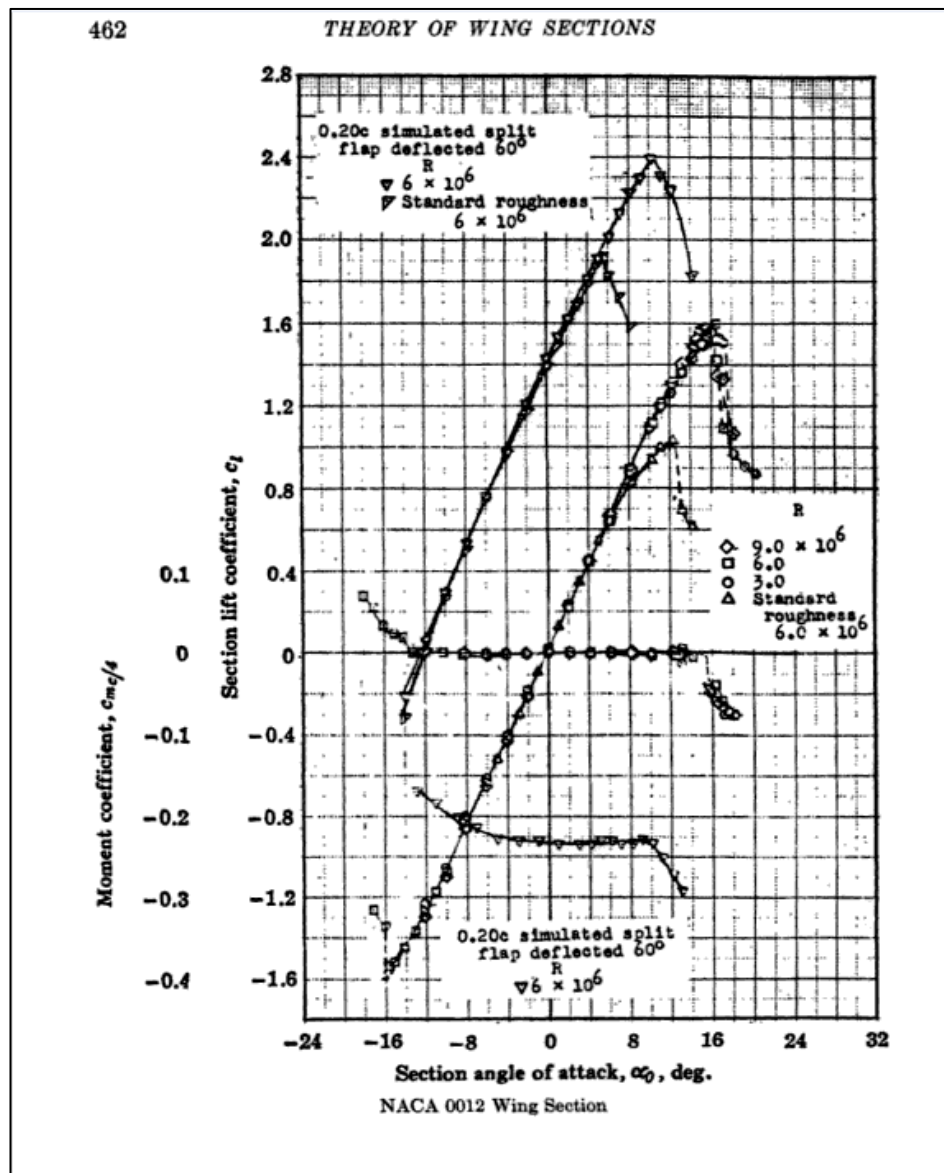


Fig. 4.3: Gráfica de α frente a C_L del NACA 0012

Como se ha descrito, el hecho de que el ángulo crítico esté en el rango indicado implica que se podrá construir un perfil lo suficientemente grande como para que su fabricación y manipulación sean más fáciles, sin que su tamaño interfiera en los ensayos al interactuar el perfil con las paredes del túnel.

Curvatura de las gráficas del perfil

Por otro lado, se puede también observar la suavidad de las gráficas características del perfil, alcanzando a pronosticar que los resultados que se obtengan en los ensayos tendrán gráficas igualmente suaves. Esto cumple la cuarta especificación previa.

A continuación se puede observar la gráfica del coeficiente de presión frente al de resistencia según ref. [1]:

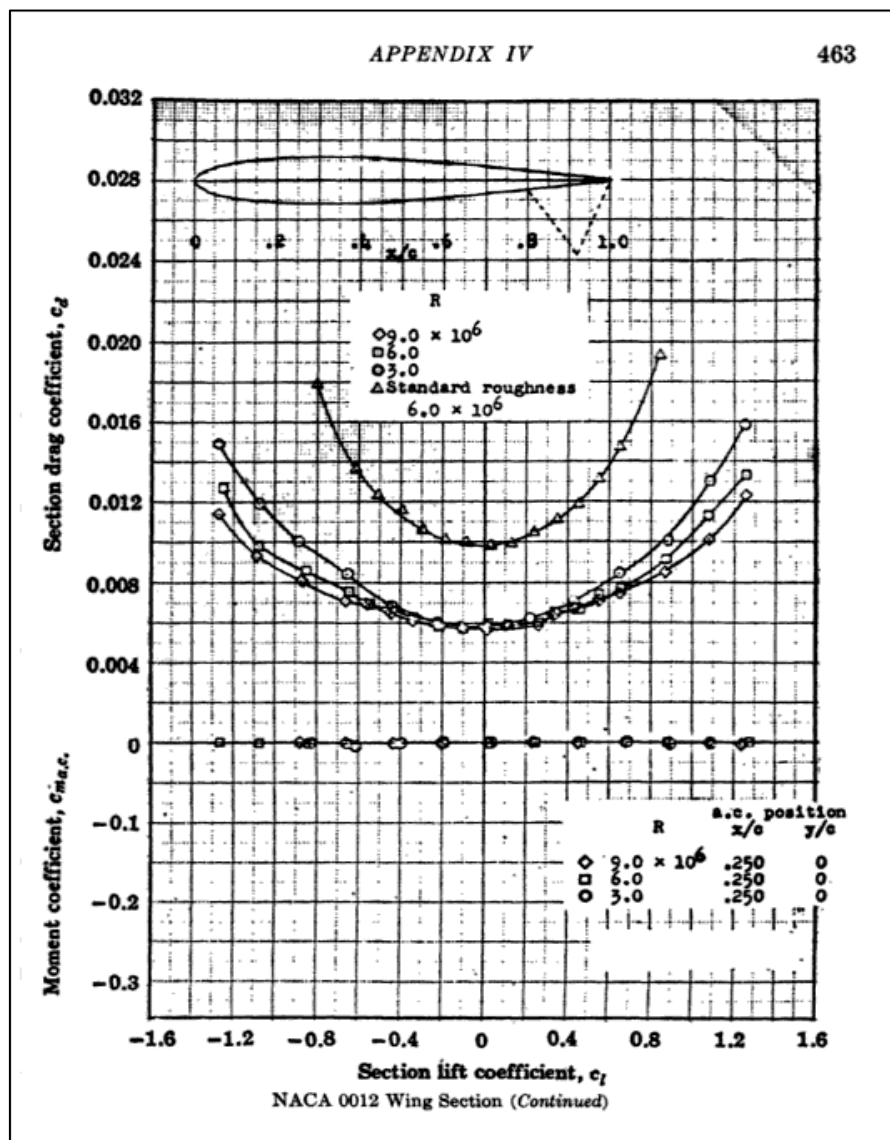


Fig. 4.4: Gráfica de C_l frente a C_D del NACA 0012

Estas gráficas serán fácilmente integrables con los métodos correctos y con los medios de los que se dispone.



Tamaño del perfil

De la misma manera que se ha analizado la forma del perfil y sus características técnicas principales, se debe examinar cuál es la longitud máxima que se puede dar a la cuerda del perfil de manera que las paredes del túnel no interactúen de forma negativa en las mediciones, es decir, encontrar la longitud óptima del perfil para que los datos de presión obtenidos del ensayo sean los mismos que se medirían en la atmósfera en un caso real sin que existieran éstas.

Con este objetivo, se analiza el artículo publicado en 1985 en la revista *Computers and fluids* "Exact solution for wind tunnel interference using the panel method" de S.K.Ohja y G.R. Shevare (ref. [8]).

Estos dos científicos analizaron los perfiles por medio del *método de los paneles*. El *método de los paneles* consiste en sustituir el perfil por un polígono inscrito a él con el máximo de lados viable de manera que sea lo más parecido posible a la curva original, quedando modelado por una geometría más sencilla.

Por medio del método de los paneles se resuelve la ecuación de Laplace, al poder calcular el potencial de velocidades que aparece en la superficie discretizada por medio de dichos paneles.

Para la resolver las ecuaciones, estos científicos también vieron necesario usar la hipótesis de Kutta, de la que ya hemos hablado en el capítulo 3.

Está demostrado que este procedimiento es válido y ofrece mejores resultados que otros cálculos que se han realizado, obteniéndose gráficas de coeficientes de presiones del perfil con mucha exactitud.

Puesto que está demostrado que el método es fiable, Ohja y Shevare lo utilizaron para comprobar la interacción de las paredes del túnel con los experimentos en perfiles, con la intención de describir las longitudes máximas posibles que se pueden dar al objeto para que la perturbación sea mínima.

El artículo caracteriza la implicación de las paredes a partir de dos parámetros del perfil en tantos por ciento:

$$\frac{t}{h}$$

$$\frac{h_1}{h}$$

Siendo:

- "t" el espesor del perfil
- "h₁" la distancia entre la pared inferior y el centro de presiones del perfil
- "h" la altura de la sección del túnel de viento.



Según el artículo, la proximidad del perfil a la pared superior del túnel aporta al extradós una gran sobrepresión de succión que aumenta a medida que lo hace también el ángulo de ataque. Además, esta interacción es predominante sobre el incremento de presiones que se produce al acercar el perfil a la pared inferior del túnel en el intradós.

Con esta premisa se concluye que las medidas que se obtengan en los ensayos cuando el perfil esté situado lo más alejado posible de la pared superior serán mejores, aunque, por supuesto, habrá que seguir teniendo en cuenta la sobrepresión creada por los efectos de la pared inferior.

Ohja y Shevare realizaron sus ensayos con un perfil NACA 0010, obteniendo la optimización de la colocación de este perfil en el túnel. Tras los cálculos realizados por los científicos, se concluyó que las medidas tomadas con este perfil son correctas cuando $t/h=10\%$ y $h_1/h=66,56\%$.

Si extrapolamos estas conclusiones al perfil con el que se va a ensayar en el túnel de la Universidad, se pueden utilizar los resultados obtenidos por Ohja y Shevare para el perfil NACA 0010 en el perfil NACA 0012, ya que la diferencia entre ambos perfiles es de un 2%. Para asegurar el correcto uso de las teorías descritas, se utiliza un coeficiente de seguridad de 1.2 reduciendo los porcentajes máximos en un 20%, quedando:

$$\frac{t}{h \cdot K} = \frac{10\%}{1.2} = 8.33\%$$

$$\frac{h_1}{h \cdot K} = \frac{66.56\%}{1.2} = 55.46\%$$

En este caso, el soporte del perfil se sitúa en la mitad de la cuerda, es decir al 50% de la misma. Por otro lado, el ángulo de incidencia mayor al que se va a someter el perfil es de 16° , por lo que se harán los cálculos con un ángulo máximo de 20° , continuando con la línea de aportar seguridad al estudio.

Se comienza la optimización calculando el espesor y la cuerda del perfil respecto al primer parámetro y comprobando que cumple la segunda restricción:

$$\frac{t}{h} = 8.33\% \rightarrow t = 25cm \cdot 0.0833 = 2.08 \text{ cm}$$

$$\frac{t}{c} = 12\% \rightarrow c = \frac{2.08}{0.12} = 17.34 \text{ cm}$$

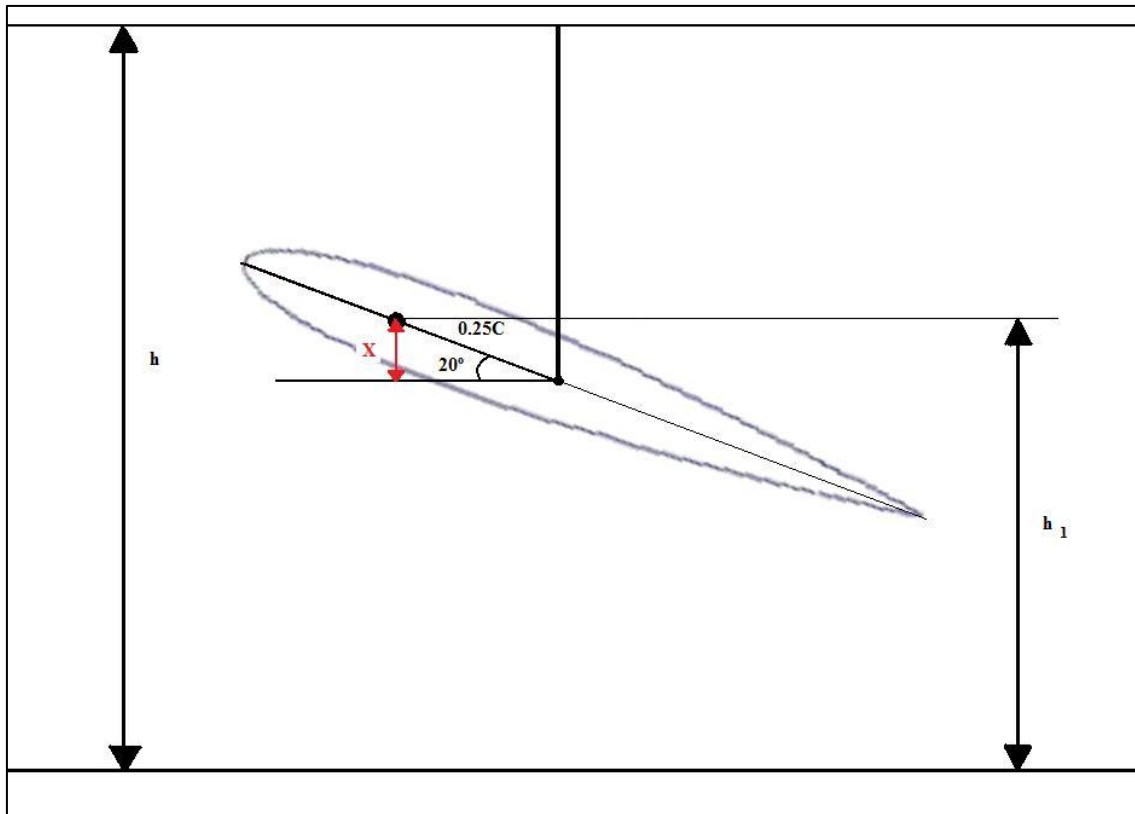


Fig. 4.5: Croquis de medidas en función de la posición del perfil en el túnel de viento

$$\sin 20^\circ = \frac{x}{0.25 \cdot 17.34} \rightarrow x = 4.34 \cdot \sin 20^\circ = 1.48 \text{ cm}$$

$$h_1 = x + \frac{h}{2} = 1.48 + \frac{25}{2} = 13.98 \text{ cm}$$

$$\frac{h_1}{h} = \frac{13.98}{25} = 55.93\%$$

Como no cumple la segunda restricción, se hacen los cálculos de manera inversa, comenzando por esta segunda condición:

$$\frac{h_1}{h} = 55.46\% \rightarrow h_1 = 25 \cdot 0.5546 = 13.87 \text{ cm}$$

$$h_1 = x + \frac{h}{2} \rightarrow x = h_1 - \frac{h}{2} = 13.87 - 12.5 = 1.37 \text{ cm}$$

$$\sin 20^\circ = \frac{x}{0.25 \cdot c} \rightarrow c = \frac{x}{0.25 \cdot \sin 20^\circ} = 15.96 \text{ cm}$$

$$\frac{t}{c} = 12\% \rightarrow t = 15.96 \cdot 0.12 = 1.92 \text{ cm}$$

$$\frac{t}{h} = \frac{1.92}{25} = 7.66 \%$$

Al empezar acotando la altura máxima del centro de presiones del perfil, se cumplen el resto de restricciones según la teoría escogida. Se puede concluir, por tanto, que es necesario, atendiendo a dichas restricciones, que el perfil NACA 0012 que se instale en el túnel de la Universidad tenga las siguientes medidas:

$$C=16\text{ cm} \rightarrow t=16 \cdot 0.12=1.92\text{ cm}$$

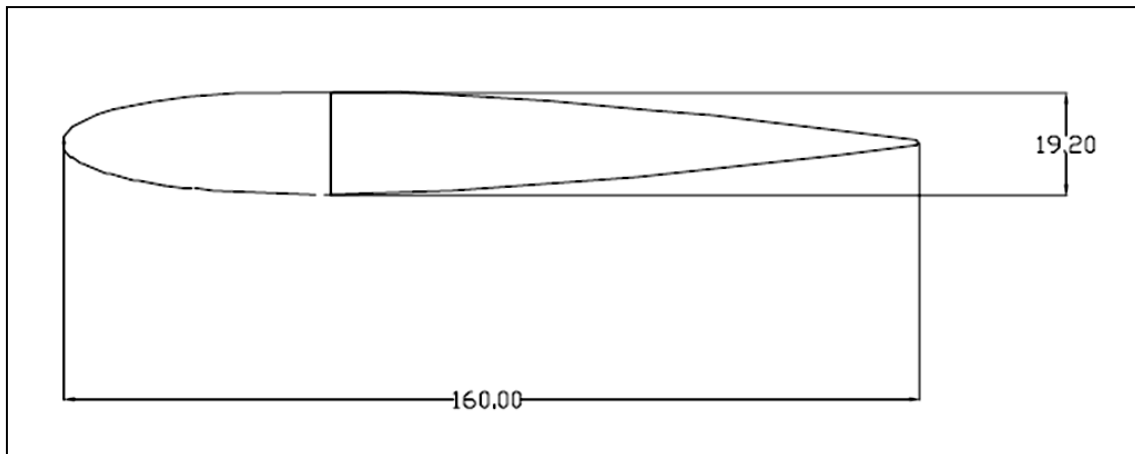


Fig. 4.6: Perfil NACA 0012 de la instalación



5. ELECCIÓN DE LA DISTRIBUCIÓN DE LAS TOMAS DE PRESIONES

5.1. Introducción

En el capítulo 2 del documento se han descrito los componentes que conforman la instalación que se va a utilizar. Como se ha indicado, se dispone de un módulo de presiones DSA de dieciséis tomas de presión para la caracterización del objeto de estudio.

Esto supone que se dispone únicamente de dieciséis tomas para la definición del perfil escogido, lo que hace necesario que la distribución de puntos sea lo más precisa posible, de manera que el error que se cometa en dicha caracterización sea mínimo. Es decir, ya que el objetivo principal del proyecto es calcular una serie de parámetros que definan el NACA 0012 de la manera más correcta posible, se debe ser cuidadoso a la hora de elegir el método correcto de experimentación y toma de medidas.

Así mismo, es necesario conocer el método de integración más eficaz. En un principio se vio la posibilidad de utilizar el método de *integración de Gauss-Legendre*. Este método se utiliza cuando el número de puntos de la función a integrar de los que se dispone es pequeño, como en el caso que presentamos.

El método de Gauss se basa en el uso de unos puntos de la función previamente definidos para la integración. A cada punto se le da la importancia exigida según una serie de coeficientes en función de su posición. Basándose en este método, sería necesario colocar las tomas de presión en unos puntos adimensionales predefinidos, de manera que la integral quedaría de la siguiente forma:

$$I = \sum C_i \cdot f(x_i)$$

Siendo:

- $I \rightarrow$ resultado de la integral
- $C_i \rightarrow$ coeficientes de peso de Gauss según posición del punto
- $f(x_i) \rightarrow$ imagen de cada uno de los puntos predefinidos

El *método de integración de Gauss-Legendre* solamente es preciso cuando se trata de curvas muy suaves, es decir, que la variación de la imagen de la función respecto a la variación del término independiente sea muy pequeña.

Si se observan las gráficas teóricas del perfil NACA 0012 (capítulo 4), existen zonas de integración en las que la función C_p varía bruscamente respecto a pequeñas variaciones de posición, por lo que, finalmente, se decide comenzar la integración con el *método de integración trapezoidal*. Si los resultados son idóneos, el método de *Gauss* será descartado.



Tras las reflexiones anteriores se puede observar que, para poder garantizar la correcta distribución de los puntos, es necesario simular los resultados que nos darían distintas configuraciones de reparto de los mismos.

Para realizar la simulación, primero se necesita una base para la caracterización del perfil. Para ello se dispone de una serie de software gratuitos que nos permiten conocer características de algunos de los perfiles aerodinámicos más representativos, siendo los más comunes los perfiles NACA.

Este tipo de códigos generan una malla de puntos a lo largo del perfil escogido, permitiendo después simular su introducción dentro de un túnel de viento. A su vez existen dos versiones de este tipo de programa: los que obvian la interacción del perfil con las paredes del túnel y los que permiten ajustar los parámetros necesarios para caracterizarlo.

A partir de la simulación computacional se obtiene una tabla con los datos característicos del perfil, esto es, los puntos de su superficie en forma bidimensional (x,y) y los coeficientes característicos del mismo.

Como base se toma el código ejecutable en JAVA creado por el profesor asociado *Kevin D. Jones de la Naval Postgraduate School de Monterey, California* en su versión 1.2 (ref. [11]).

De este código se obtiene, en concreto, la siguiente información:

- Distribución de los puntos del perfil bidimensionales (x,y).
- Coeficientes de presión en todos los puntos de la malla
- Ángulo de ataque, elegible por el usuario previo cálculo de la malla
- Coeficiente de sustentación del perfil C_L
- Coeficiente de momento del perfil C_M

Se adquiere con ello la caracterización completa del perfil según los diferentes ángulos de ataque elegidos. Los resultados de x , y y C_p de cada uno de los puntos de la malla serán guardados en forma de matriz para su mejor manejo posterior en los cálculos (*archivo justificación de tomas.xlm*).

Una vez obtenidas las curvas características del NACA por medio del programa, se crea un código en Matlab en el que se realizarán todos los cálculos necesarios. El código tiene dos partes bien diferenciadas que permiten la comparación entre los datos teóricos y la simulación experimental.

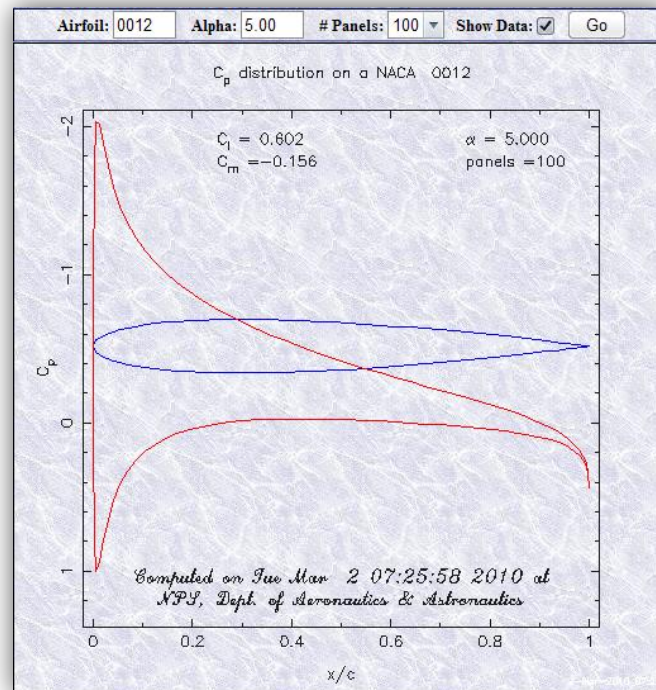


Fig. 5.1: Ejemplo de solución a partir del programa en JAVA

5.2. Descripción de los cálculos a realizar

En la primera parte del código en MatLab se ha de realizar la parte teórica del cálculo. El código se alimenta de los 100 puntos teóricos obtenidos a partir del programa de simulación, de manera que, al operar con el mismo, podamos obtener los coeficientes teóricos del perfil a partir de la formulación descrita en el capítulo 3 del presente proyecto. Este código será invariable con el cambio de coordenadas de los puntos de toma de presión experimentales, ya que está referido a la caracterización teórica del perfil.

Mediante la segunda parte del programa se procederá, como se ha expuesto anteriormente, a simular los posibles resultados de experimentar con el túnel de viento y un perfil real. Como es evidente, podemos trabajar a partir de los resultados teóricos obtenidos, puesto que se espera que los datos que se consigan en la experimentación sean similares a estos. Por esto se parte de la interpolación de las tablas elaboradas a partir del programa para realizar los cálculos experimentales.

Para utilizar este código, se deben seguir los siguientes pasos:

1. Decidir el orden de los puntos, que equivaldrán a la experimentación real que se pretenden estudiar.
2. Una vez escogidos los puntos, el código interpolará a partir de los datos teóricos obteniéndose el conjunto de datos que trataremos como “*experimentales*”, por ser lo más próximo a la realidad que se medirá en los ensayos.
3. El código calculará los valores del coeficiente de presión C_p en base a ellos, siendo posible, a partir de él, el cálculo de los demás coeficientes.

5.3. Justificación de las hipótesis consideradas

Previamente a realizar todos los cálculos descritos, es necesario estudiar atentamente alguno de los puntos característicos del perfil que darán información a priori para el estudio. A partir de esta observación, se harán una serie de hipótesis que deberán ser comprobadas posteriormente para ajustarlas a medida que se realicen los cálculos hasta dar con las teorías correctas.

Con este fin, se deben analizar atentamente las gráficas teóricas de los perfiles de manera que se puedan enunciar las hipótesis necesarias que, a la vez de facilitar los cálculos, ayuden a comprender mejor el significado de los coeficientes del objeto estudiado.

Con este pretexto, se estudian los dos puntos más característicos del perfil: el borde de ataque y el borde de salida. Es imprescindible observar los puntos desde las dos superficies del perfil por separado, ya que existen diferencias entre ambas partes. Sin embargo, no se debe dejar de analizar la interacción entre ambas, ya que dependen la una de la otra.

5.3.1. BORDE DE ATAQUE

Si observamos el borde de ataque de un perfil cualquiera podemos enunciar la primera hipótesis que se referirá a la superficie intradós.

Como se ha dicho, los ángulos de ataque que se van a estudiar son menores que el ángulo de ataque crítico, lo que en este caso supone aproximadamente un ángulo máximo de 14-16°.

Puesto que el ángulo es muy pequeño, se puede asumir que el punto en el que el aire incide perpendicularmente en el perfil se aproxima mucho al borde de ataque, por lo que podemos establecer la hipótesis de que son el mismo punto.

Esto supone que el coeficiente de presión en el borde de ataque es igual al del punto de incidencia y, por tanto, el valor de C_p en él es 1, lo que se puede comprobar analizándolo respecto a un punto de referencia del túnel con la ecuación de Bernoulli:

$$P_{\infty} + \frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 + \rho g z_{\infty} = P_0 + \frac{1}{2}\rho v_0^2 + \rho g z_0$$

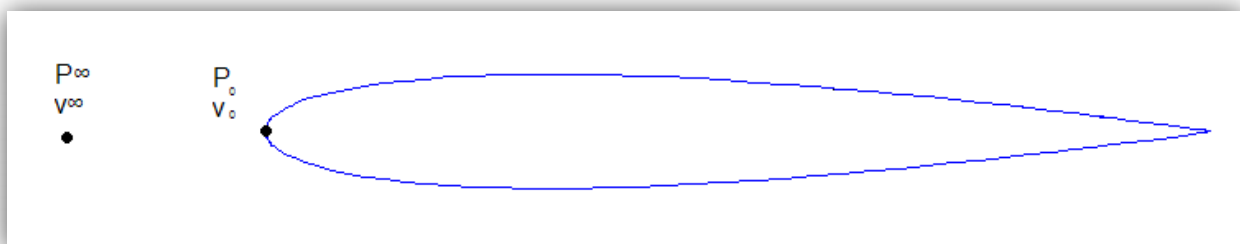


Fig. 5.2: Croquis del álabé en túnel de viento para análisis de línea de corriente por Bernouilli

Siendo: $z_{\infty} = z_0$ y $v_0=0$ m/s por ser el punto de remanso:

$$P_0 - P_{\infty} = \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2$$

Sustituyendo en la fórmula de C_p :

$$C_p = \frac{P_0 - P_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2} = \frac{\frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2}{\frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2} = 1$$

Se puede comprobar la hipótesis analizando alguna de las gráficas obtenidas con *Matlab* a partir de la tabla de valores que se obtiene del código de la ref. [11]. En la gráfica se ven en color verde los valores para C_p en el intradós cambiados de signo. El cambio de signo se debe a que en el extradós la presión es de succión, lo que hace que aumente la sustentación y en el intradós la presión es positiva, por lo que, para que gráficamente se entienda mejor su aportación en la sustentación, se cambia de signo.

Se observa que, en efecto, que el valor de C_p es 1 en un punto muy próximo al de $X=0$ (borde de ataque del perfil). En todas las gráficas se cumple esta hipótesis.

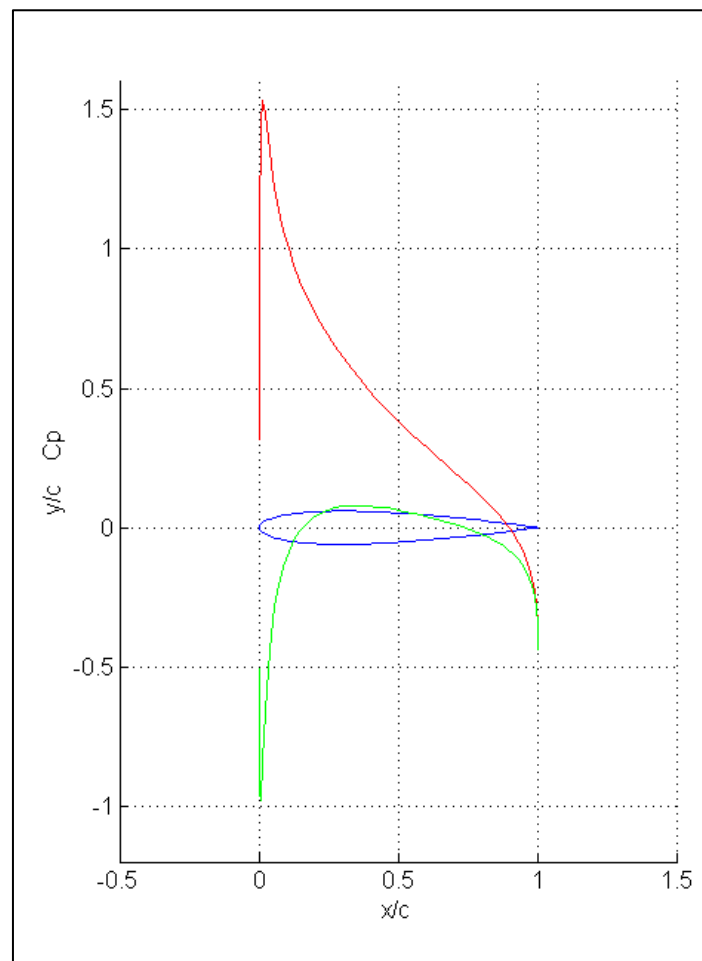


Fig. 5.3: Ejemplo de coeficientes de presión para $\alpha=4^\circ$, C_p en el intradós cambiada de signo

5.3.2. BORDE DE SALIDA

Si analizamos el borde de salida se puede considerar, según la *hipótesis de Kutta-Joukowski* (capítulo 3), que la presión en el intradós es igual a la presión en el extradós por lo que, en la práctica, el valor que se dé a C_p en uno y otro es “irrelevante” siempre y cuando sea el mismo valor, puesto que:

$$C_p = \frac{P_0 - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho v_\infty^2}$$

Como se dijo en el capítulo 3, esta condición facilita enormemente los cálculos y el experimento ya que “ahorra” la necesidad de colocar una de las tomas de presión en este punto, pudiendo colocarla en otro y obteniendo más información de la que se podría obtener si no se cumpliera. Esta hipótesis es observable en todas y cada una de las gráficas obtenidas. Se ilustra con alguna de ellas a continuación:

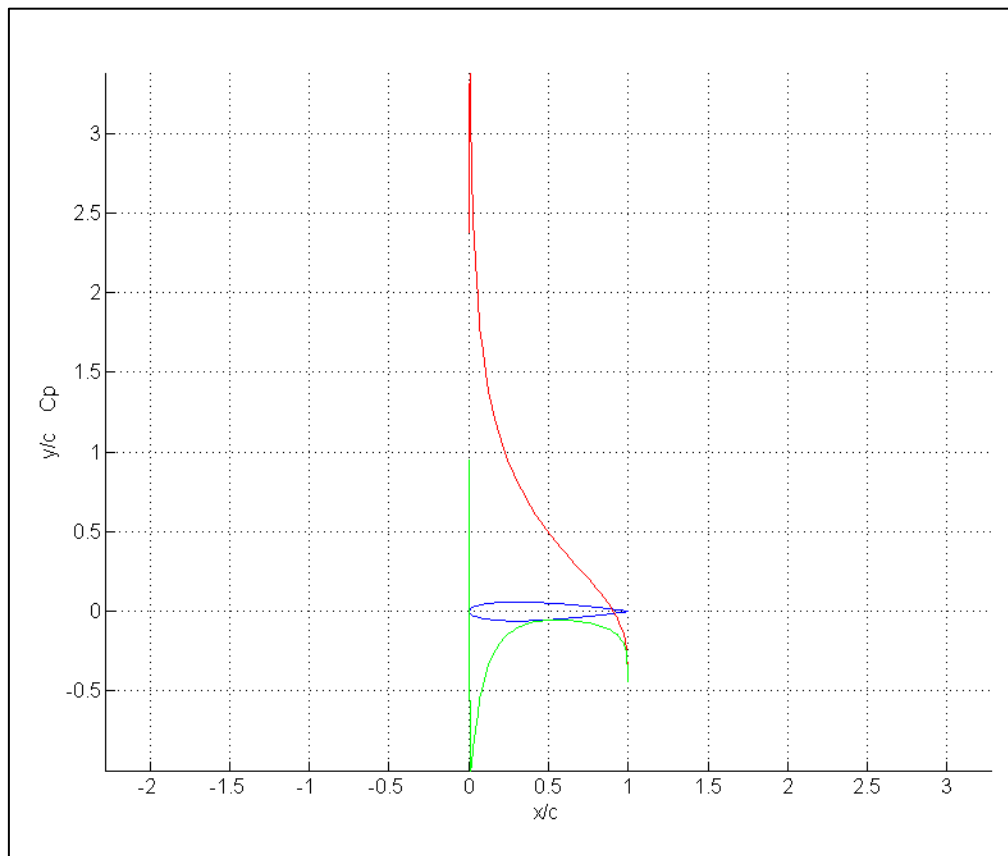


Fig. 5.4: Ejemplo de coeficientes de presión para $\alpha=7^\circ$

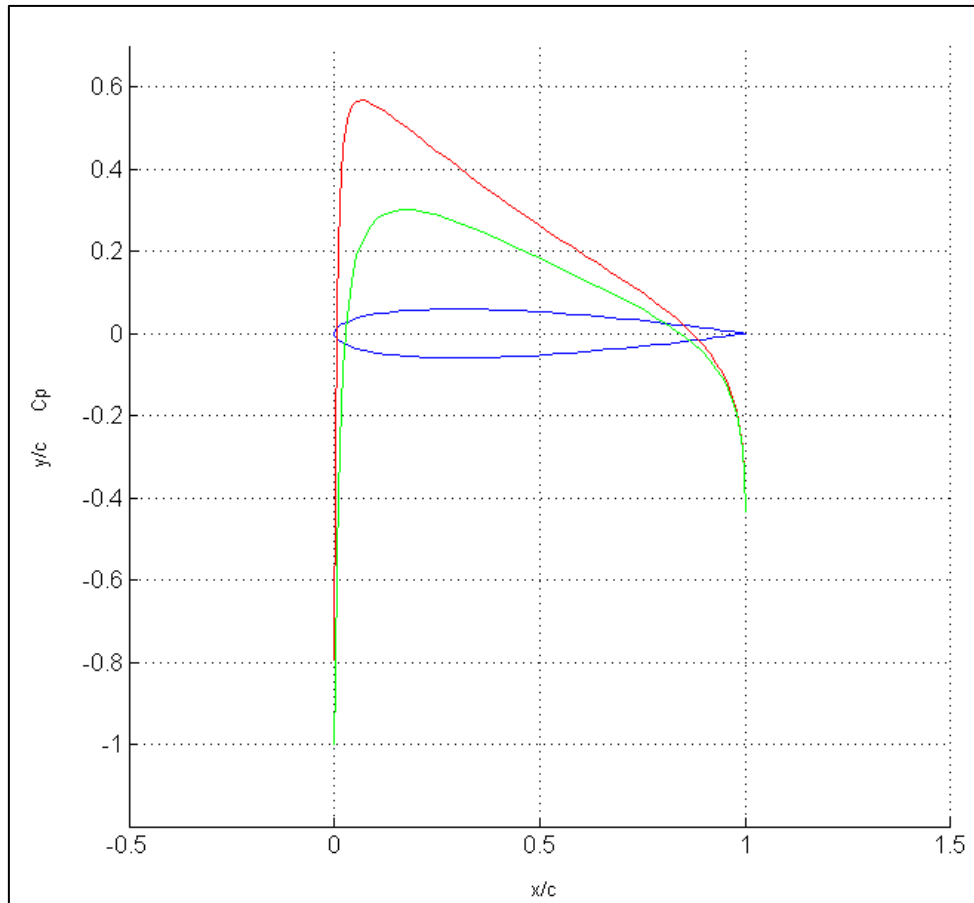


Fig. 5.5: Ejemplo de coeficientes de presión para $\alpha=1^\circ$

5.4. Descripción del código en Matlab

Una vez realizadas las hipótesis anteriores, se procede a la integración de los valores de C_p de los puntos escogidos para obtener el coeficiente de sustentación C_L . Una vez que se conozcan los dos coeficientes característicos del perfil (C_p y C_L), será viable hacer la comparativa con los datos teóricos.

Si a su vez se calcula el error cometido en el cálculo y se compara con el valor teórico, se puede saber tanto si el método de integración es correcto, como si el uso de los puntos fijados para las tomas de presión siguen el patrón necesario.

Para un completo examen de los resultados, el código permite imprimir en pantalla los siguientes elementos:

- Gráfica del perfil según los 100 puntos de la malla
- Gráfica de los coeficientes de presión de todos los puntos cambiada de signo para mejor entendimiento de su significado
- Coeficiente de sustentación y de momento según los 100 puntos de la malla
- Coeficiente de sustentación según los 16 puntos de experimentación.



Se ha de aclarar que, ya que el proceso aquí descrito pretende ilustrar la optimización de la colocación de las tomas de presión en el perfil y el método a utilizar en la experimentación y cálculos, se han utilizado una serie de ángulos característicos de ataque (de 1° a 8°) como orientación al procedimiento, puesto que no es necesario hacer el cálculo para todo el rango de uso.

Como nomenclatura de la serie de códigos de *Matlab* programados, se utiliza el acrónimo *Liftcalc*, proveniente de *Lift calculator*, seguido del número de programa por orden hasta llegar a *Liftcalc-def*, código definitivo de cálculo.

5.4.1. CALCULO INCICIAL –LIFTALC 1 (archivo *liftcalculator.m*)

En primer lugar, se consideró la distribución de los dieciséis puntos de forma equitativa entre el intradós y el extradós, es decir, ocho tomas de presión para cada una de las dos superficies del perfil. A su vez, los puntos son repartidos de forma equidistante en cada una de las superficies.

Por otra parte, se ha calculado el coeficiente de presiones del punto $x=0$ del extradós por extrapolación de los puntos teóricos de las dos tomas de presión más próximas, quedando como resultado:

$$C_p(x_0) = C_p(x_1) + \frac{C_p(x_1) - C_p(x_2)}{x_2 - x_1} \cdot (x_1 - x_0)$$

En este caso el código, además, nos permite la impresión de los coeficientes C_L a lo largo del perfil para mayor ilustración del caso. Se obtienen los siguientes resultados:

Ángulo de ataque	C_L		Error
	teórico	“experimental” *	
1°	0,1203	0,1825	34,08%
2°	0,2405	0,2851	15,64%
3°	0,3604	0,3880	7,11%
4°	0,4799	0,4909	2,24%
5°	0,5988	0,5939	0,83%
6°	0,7169	0,6967	2,90%
7°	0,8342	0,7993	4,37%
8°	0,9504	0,9015	5,42%

- Leyenda:**
- C_p intradós-verde
 - C_p extradós-rojo
 - C_L - cuadrados azules

* “Experimental se refiere al coeficiente calculado con los puntos escogidos a los que se ha llamado “experimentales” también.

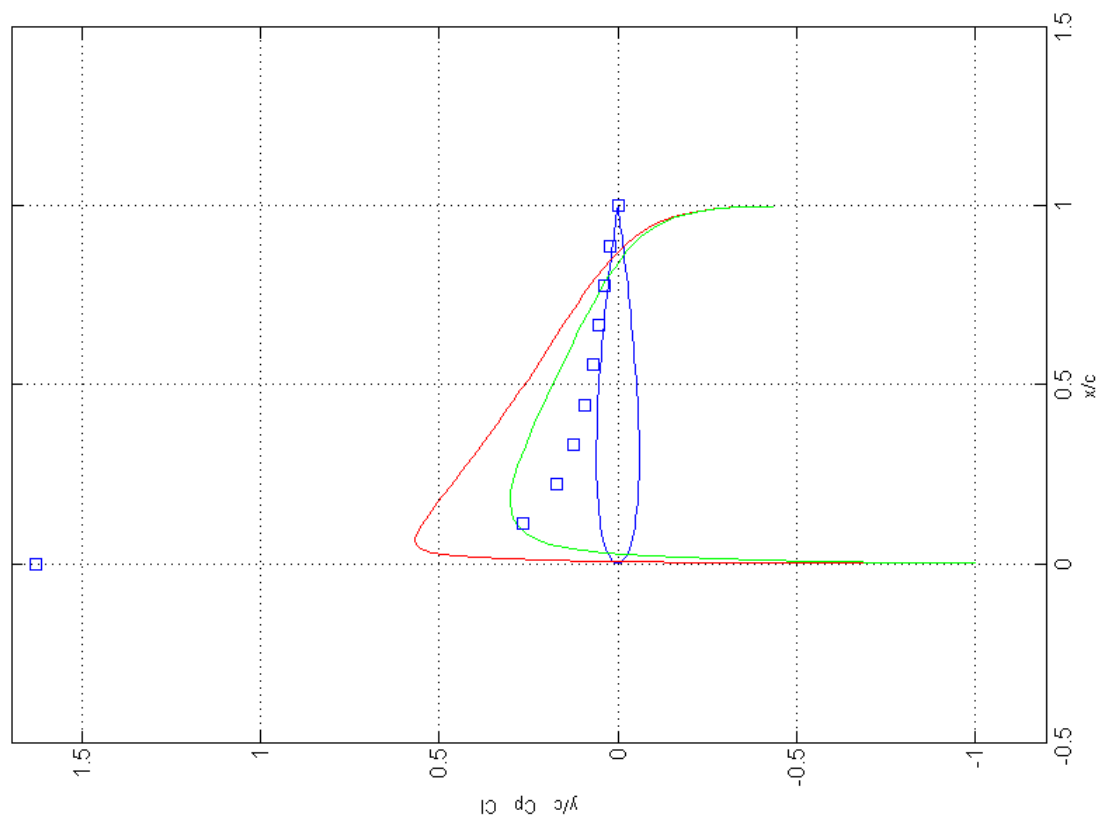


Fig. 5.6 Gráfica *liftcalc* para ángulo de ataque 1°

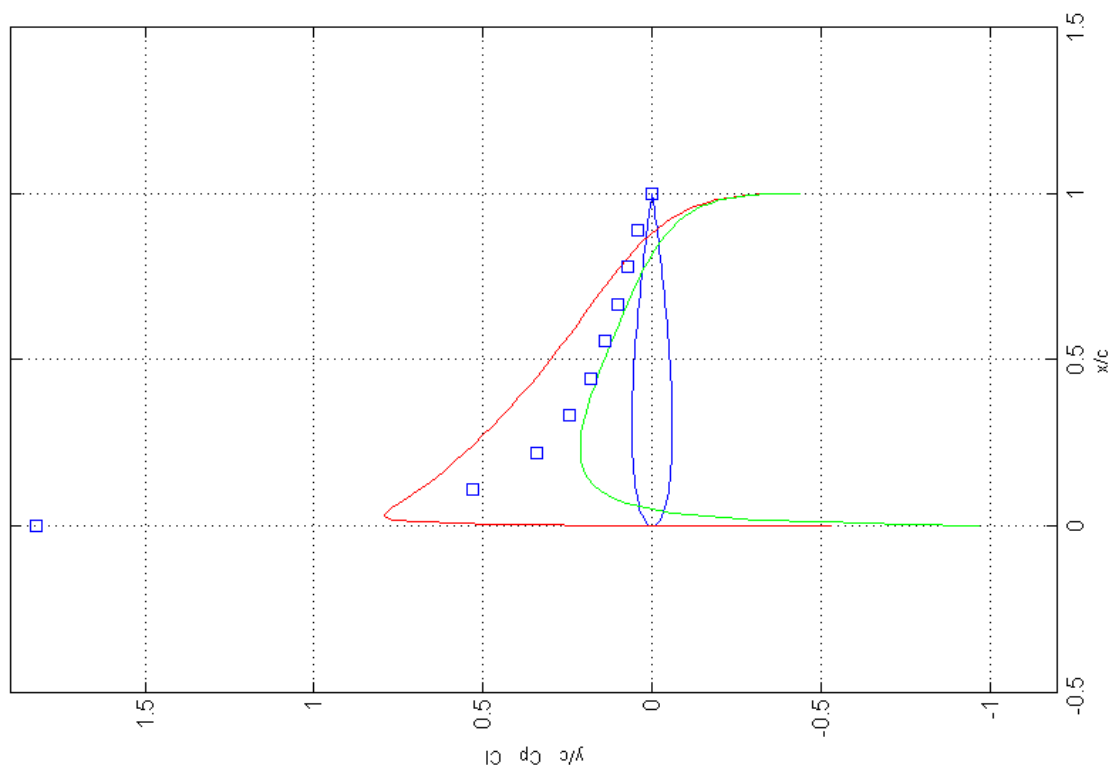


Fig. 5.7 Gráfica *liftcalc* para ángulo de ataque 2°

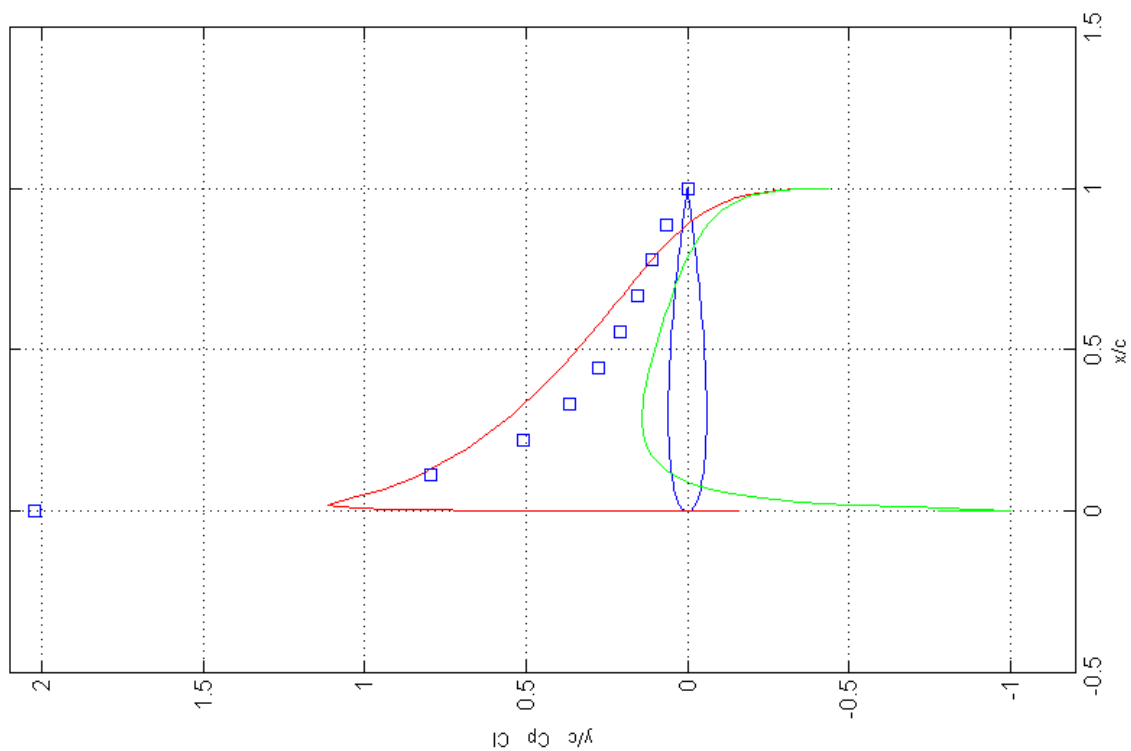


Fig. 5.8 Gráfica *liftcalc* para ángulo de ataque 3°

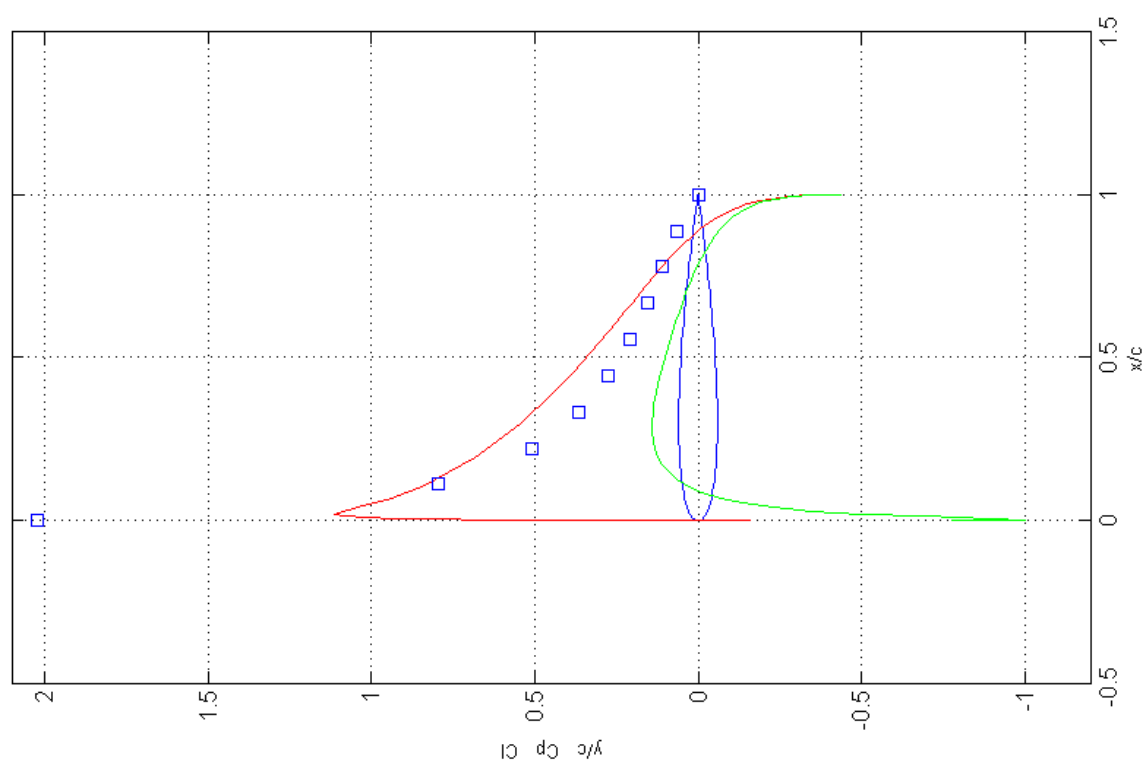


Fig. 5.9 Gráfica *liftcalc* para ángulo de ataque 4°

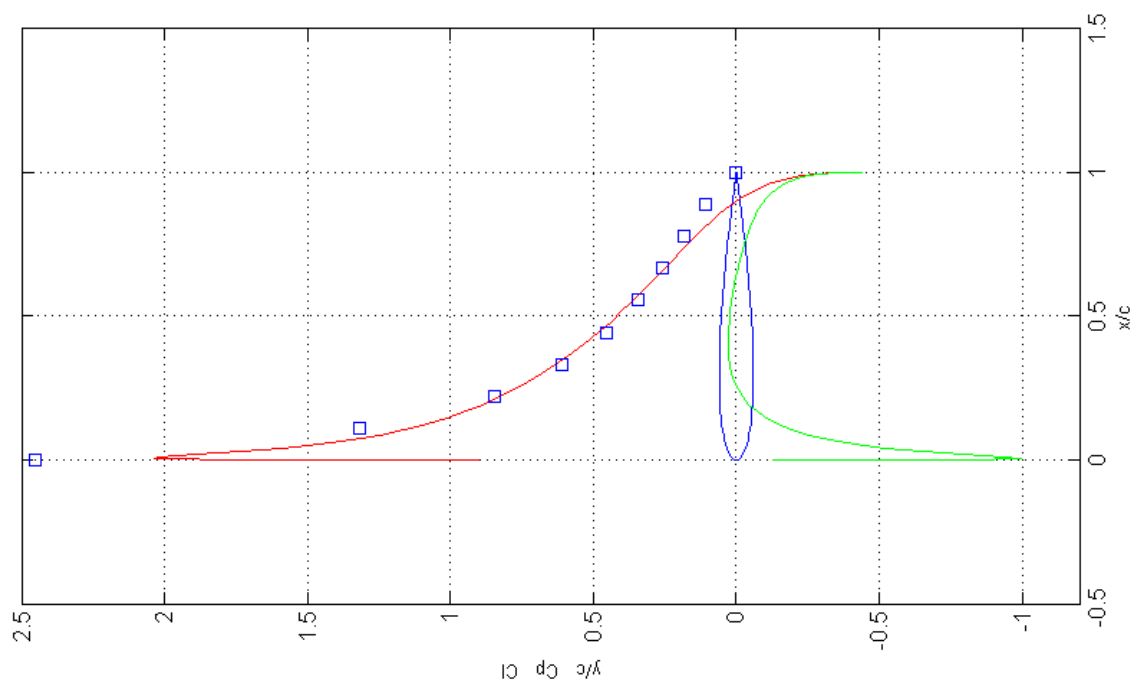


Fig. 5.10 Gráfica *liftcalc* para ángulo de ataque 5°

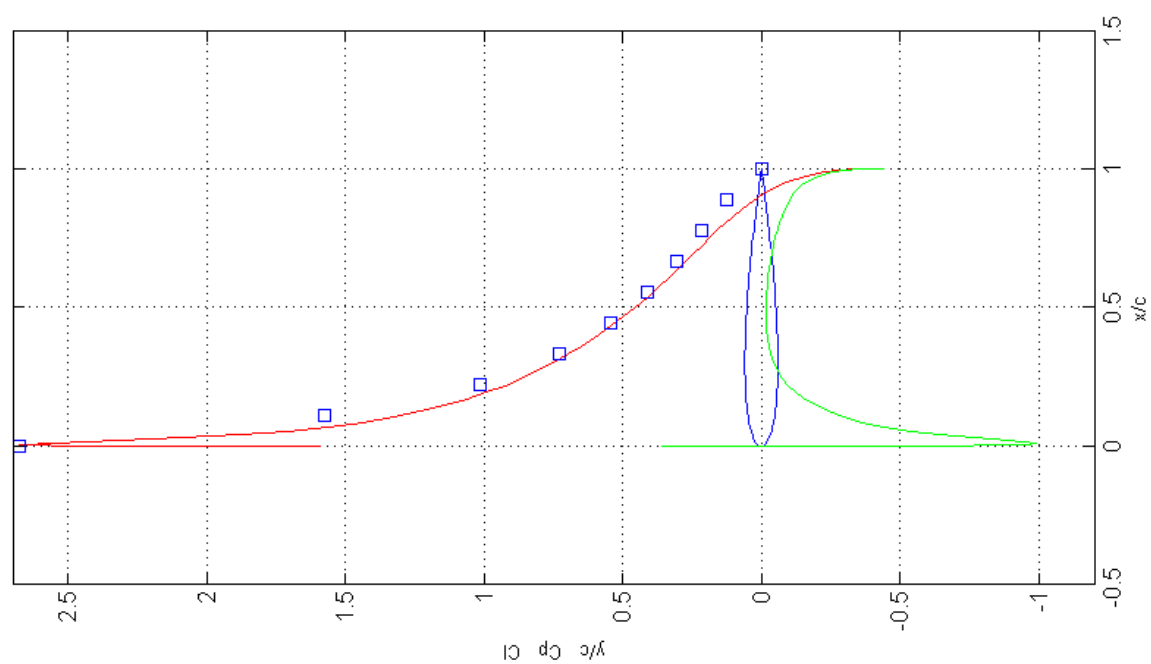


Fig. 5.11 Gráfica *liftcalc* para ángulo de ataque 6°

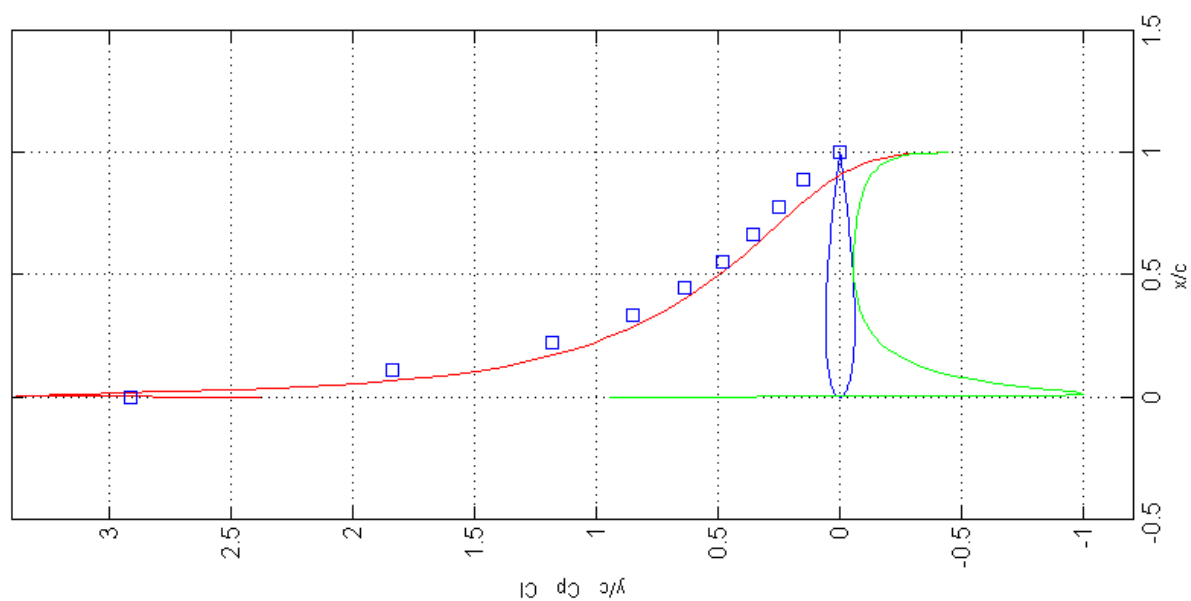


Fig. 5.12 Gráfica *liftcalc* para ángulo de ataque 7°

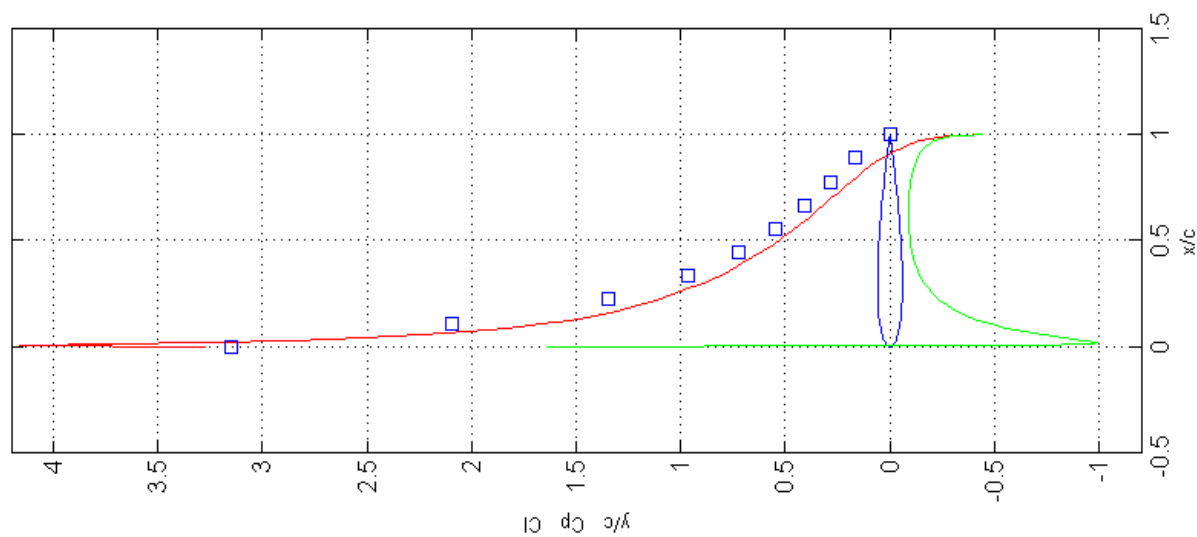


Fig. 5.13 Gráfica *liftcalc* para ángulo de ataque 8°

Como se puede comprobar, el error de mayor valor se observa en los cálculos para los ángulos de ataque de 1 y 2°. Se concluye del estudio que la distribución de puntos equitativa no es correcta.

Para ángulos pequeños los puntos de mayor relevancia se acumulan en la zona de ataque del perfil. Esto es, cuando el ángulo de ataque es pequeño, la curvatura de C_p en torno al borde de ataque sufre variaciones grandes en una zona pequeña, por lo que se obvia una zona de integración importante al hacer una distribución de puntos tan separada e integrando con el *método de los trapecios*.

Por un lado, al calcular C_p en el extradós por medio de la interpolación a partir de los dos puntos de toma de presión siguientes, se comete un error alto puesto que, al estar los puntos tan separados, la curvatura de la gráfica hace que C_{p0} se falsee cuando los ángulos son pequeños (de 1 a 6° aproximadamente).

Por otro, se ha hecho la hipótesis de que C_p del intradós en $x=0$ tiene un valor de 1. Como se puede ver en la gráfica 5.14, el método de *integración trapezoidal* calcula un área de integración mucho más pequeña que la real al estar el siguiente punto tan separado y tener la curva tanta pendiente, falseando de nuevo los datos.

Cuando el ángulo aumenta, la gráfica deja de tener tanta pendiente y el área obviada no es tan grande, por lo que la integración es más correcta. Podemos ver en la gráfica de la derecha como el área de integración que difiere de la real es mucho menor que el área en que se diferencia para ángulos pequeños (gráfica de la izquierda):

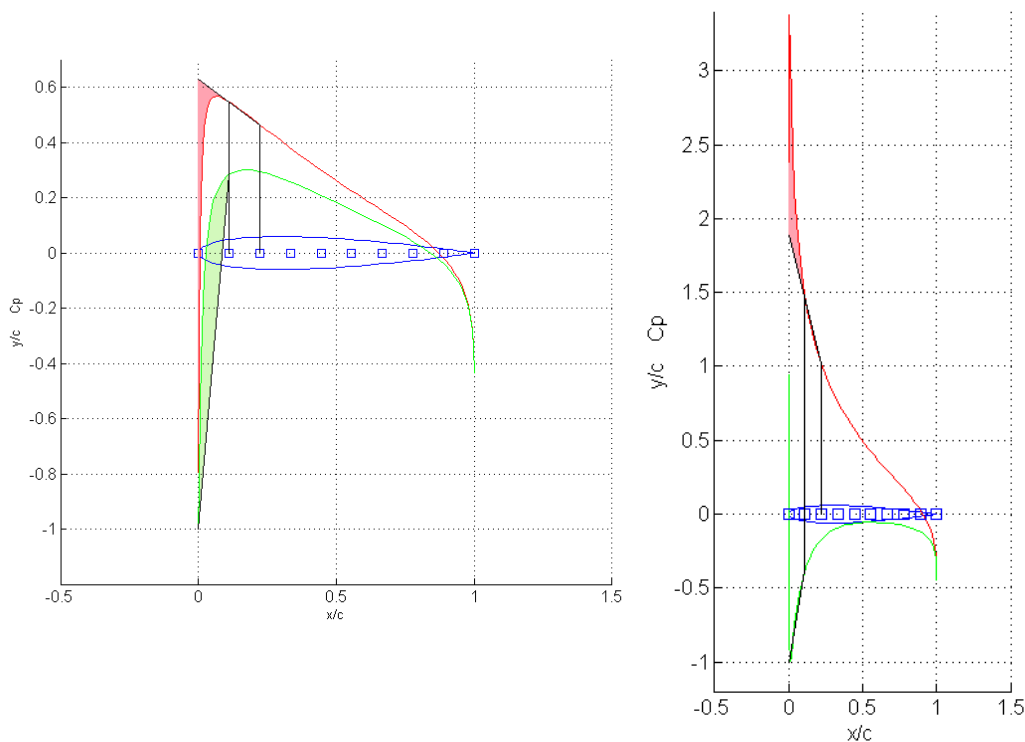


Fig. 5.14: Comparativa entre áreas de integración en el cambio de α (ángulo de ataque de 2 y 7° respectivamente)



Según lo expuesto anteriormente se puede deducir la siguiente hipótesis: se deben acumular más tomas de presión en la zona próxima al borde de ataque del perfil, aumentando la distancia entre los puntos próximos al borde de salida, de manera que el área de integración para ángulos pequeños no difiera tanto del área real.

5.4.2. CÁLCULO DE AJUSTE DE PUNTOS I – LIFTCALC 2 (archivo liftcalculator2.m)

Como se ha descrito, los resultados obtenidos con el cálculo inicial indican la necesidad de la acumulación de más tomas de presión en la zona de espesor máximo. En este caso, los puntos también fueron distribuidos de forma equitativa entre el extradós y el intradós, sin embargo, se acumularon más tomas en la zona próxima al borde de ataque, renunciando a distribuir los puntos de interpolación de forma equidistante. El vector de ordenadas de los puntos tomados (adimensionales) fue el siguiente:

$$X = [0 \ 0,1 \ 0,15 \ 0,2 \ 0,3 \ 0,4 \ 0,5 \ 0,6 \ 0,7 \ 1]$$

Como en el caso anterior, los coeficientes de presión en 0 y 1 son conocidos ($C_{p0}=1$ en el intradós y C_{p0} se extrapola en el extradós; C_{p1} del intradós es igual a C_{p1} en el extradós), tomándose las mismas hipótesis descritas anteriormente.

Tras el cálculo con el segundo código, se obtuvieron los siguientes resultados:

Ángulo de ataque	C_L		Error
	teórico	“experimental”*	
1°	0,1203	0,1742	30,94%
2°	0,2405	0,2781	13,52%
3°	0,3604	0,3822	5,70%
4°	0,4799	0,4865	1,36%
5°	0,5988	0,5909	1,34%
6°	0,7169	0,6952	3,12%
7°	0,8342	0,7994	4,35%
8°	0,9504	0,9032	5,23%

Utilizamos la misma leyenda que anteriormente.

Leyenda:

- C_p intradós-verde
- C_p extradós-rojo
- C_L - cuadrados azules

* “Experimental se refiere al coeficiente calculado con los puntos escogidos a los que se ha llamado “experimentales” también.

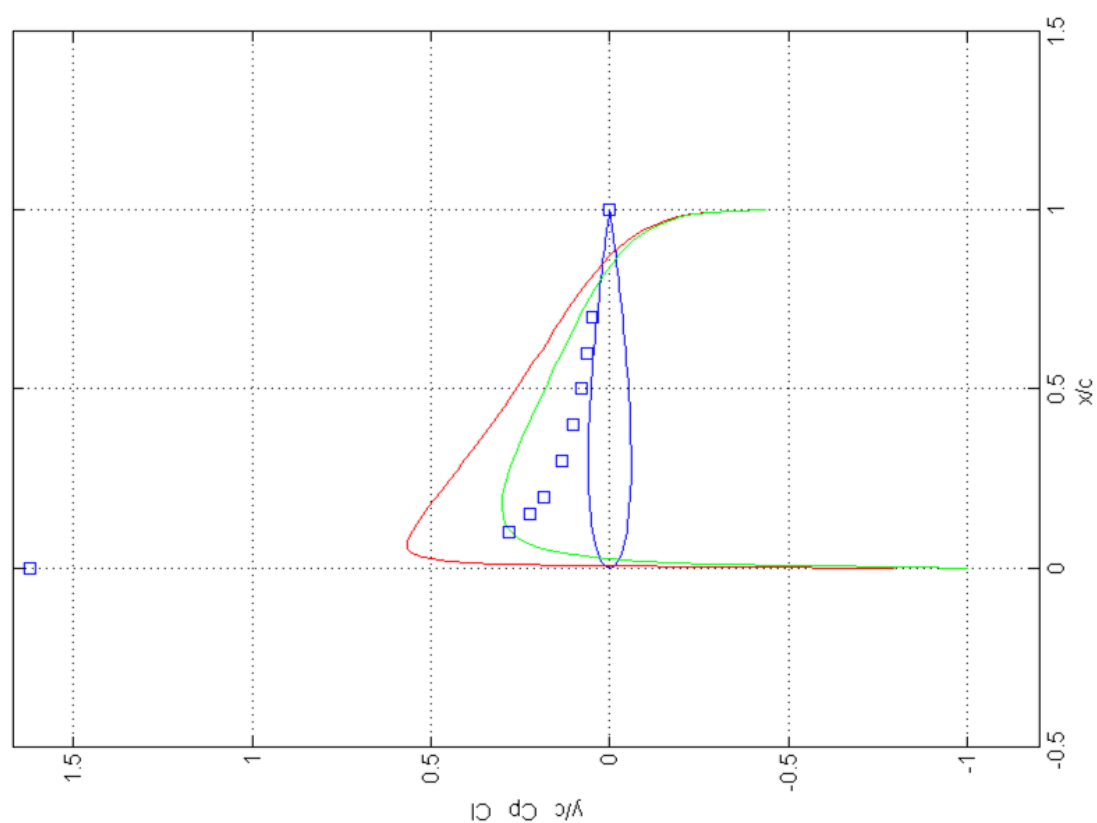


Fig. 5.15 Gráfica *liftcalc-2* para ángulo de ataque 1°

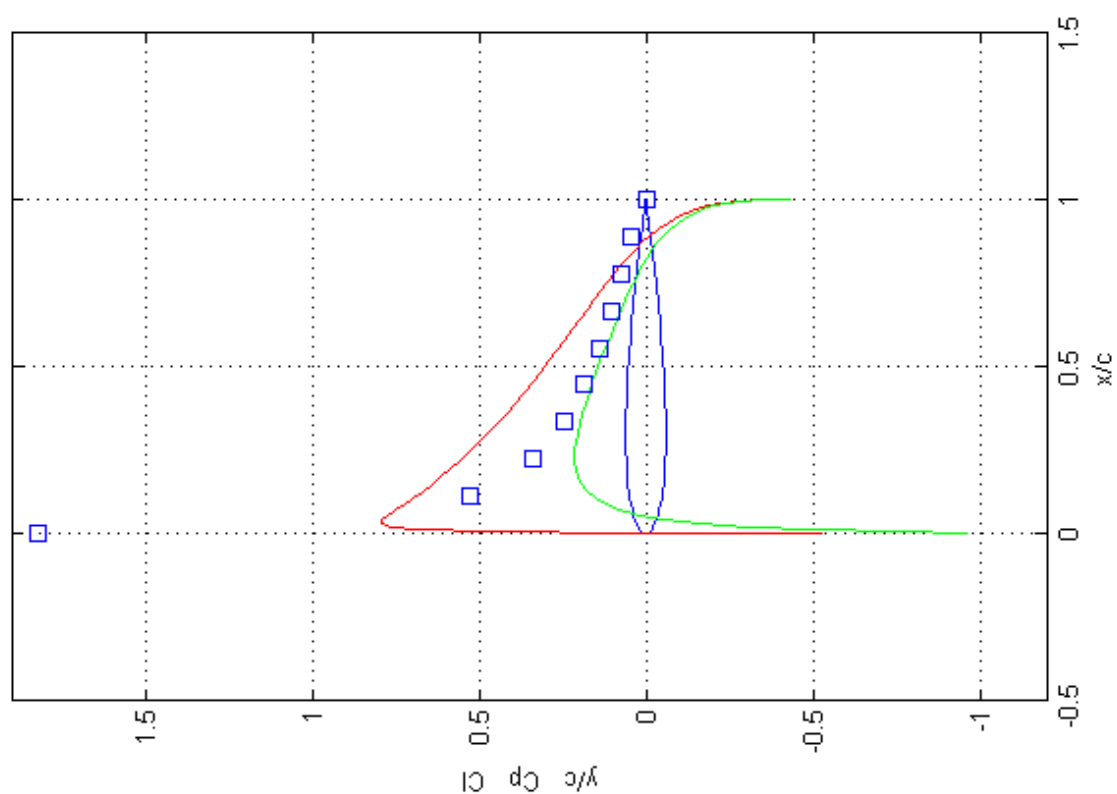


Fig. 5.16 Gráfica *liftcalc-2* para ángulo de ataque 2°

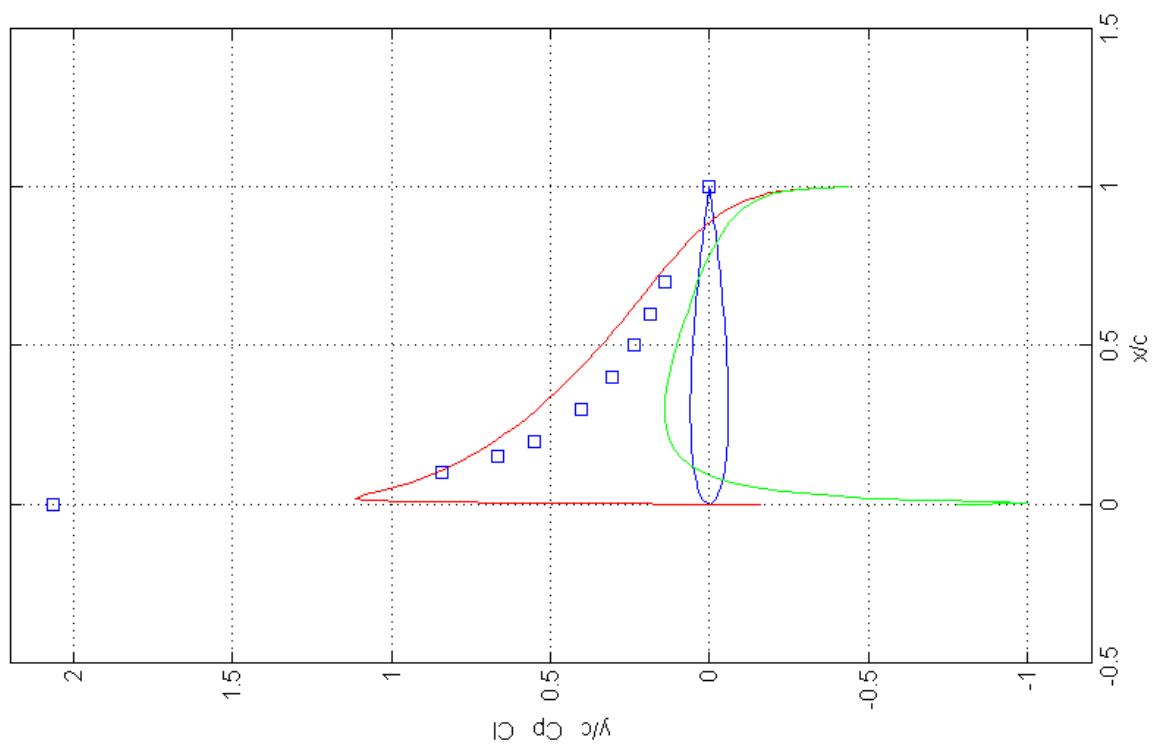


Fig. 5.17 Gráfica *liffcalc-2* para ángulo de ataque 3°

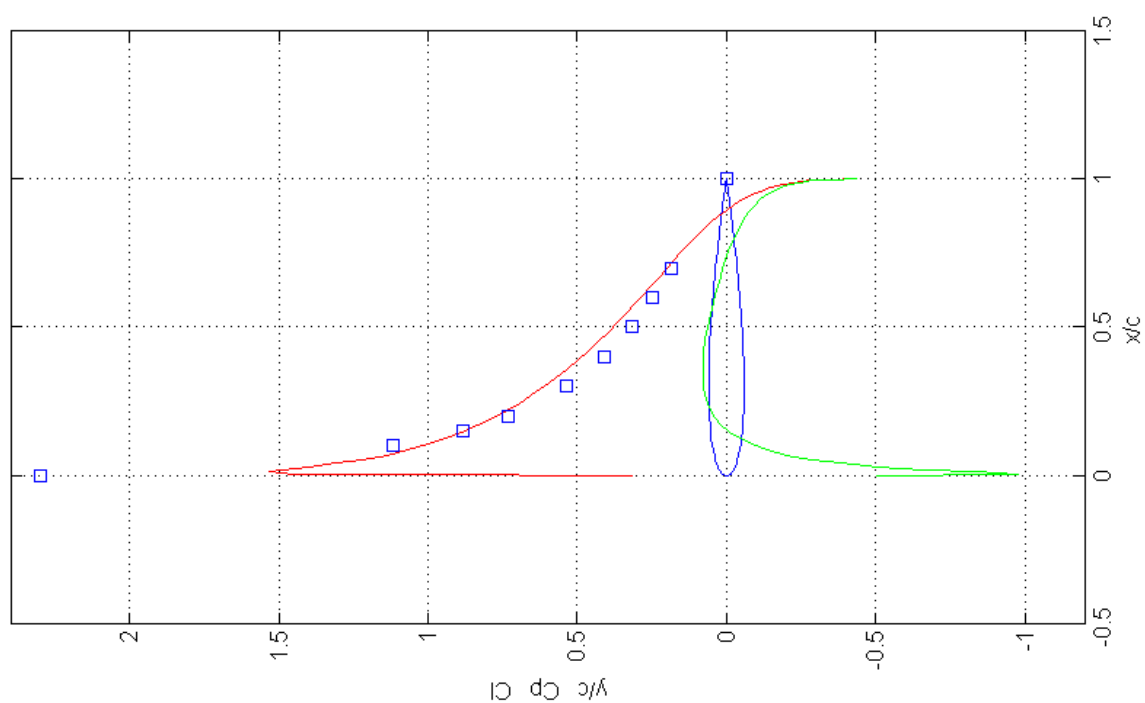


Fig. 5.18 Gráfica *liffcalc-2* para ángulo de ataque 4°

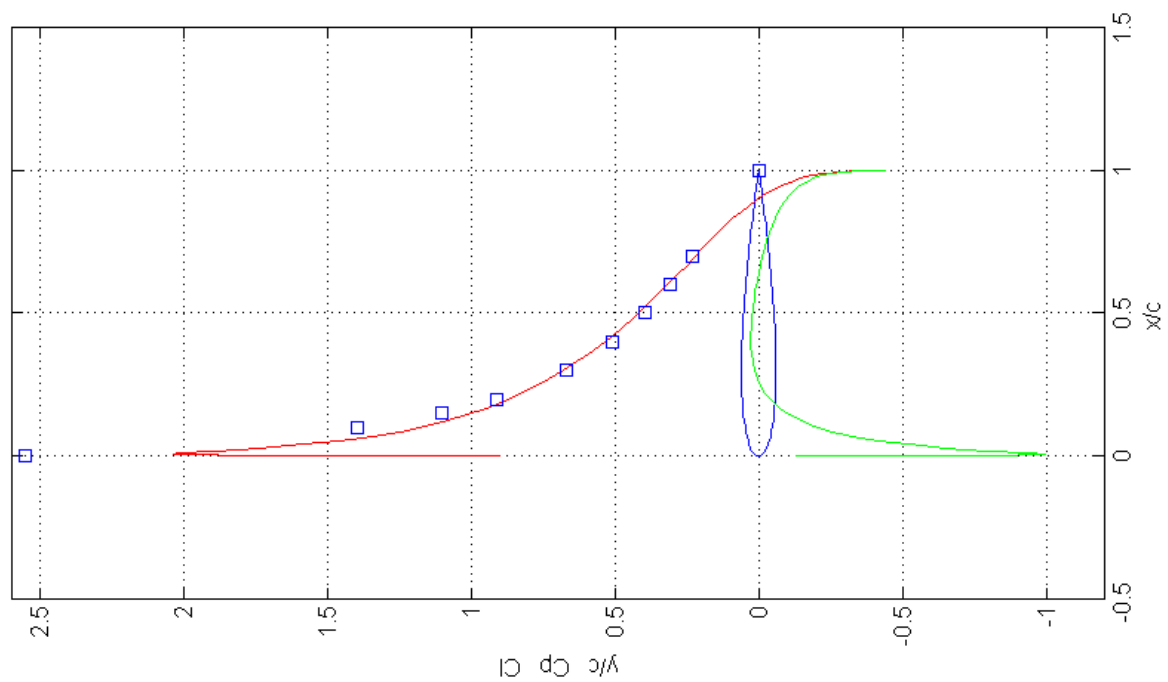


Fig. 5.19 Gráfica *liftcalc-2* para ángulo de ataque 5°

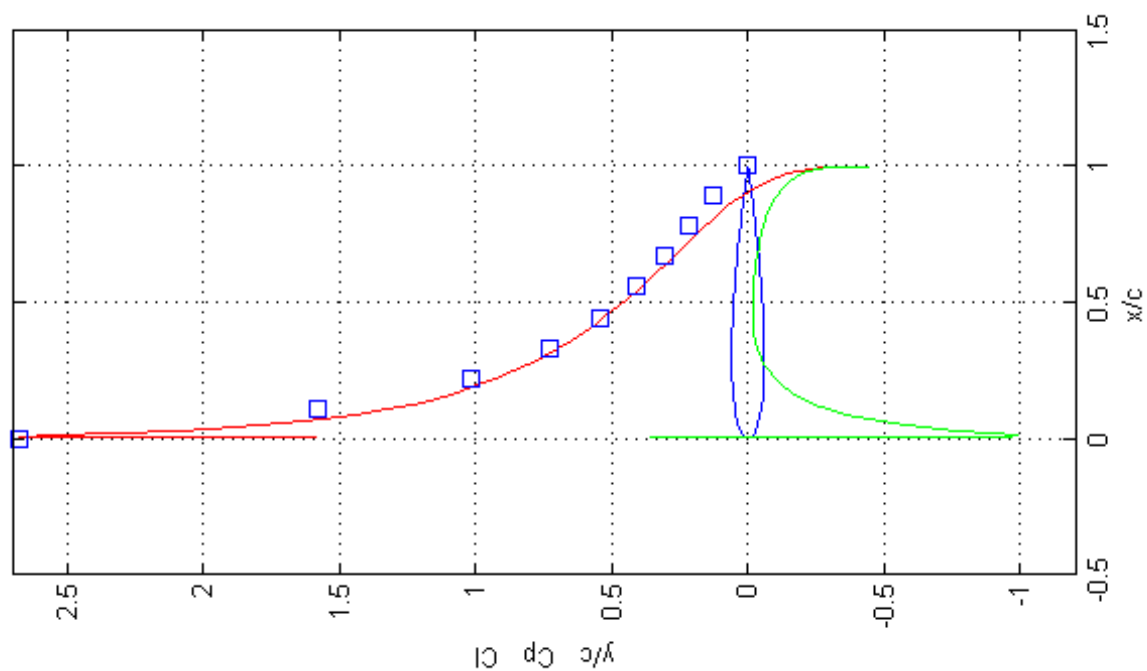


Fig. 5.20 Gráfica *liftcalc-2* para ángulo de ataque 6°

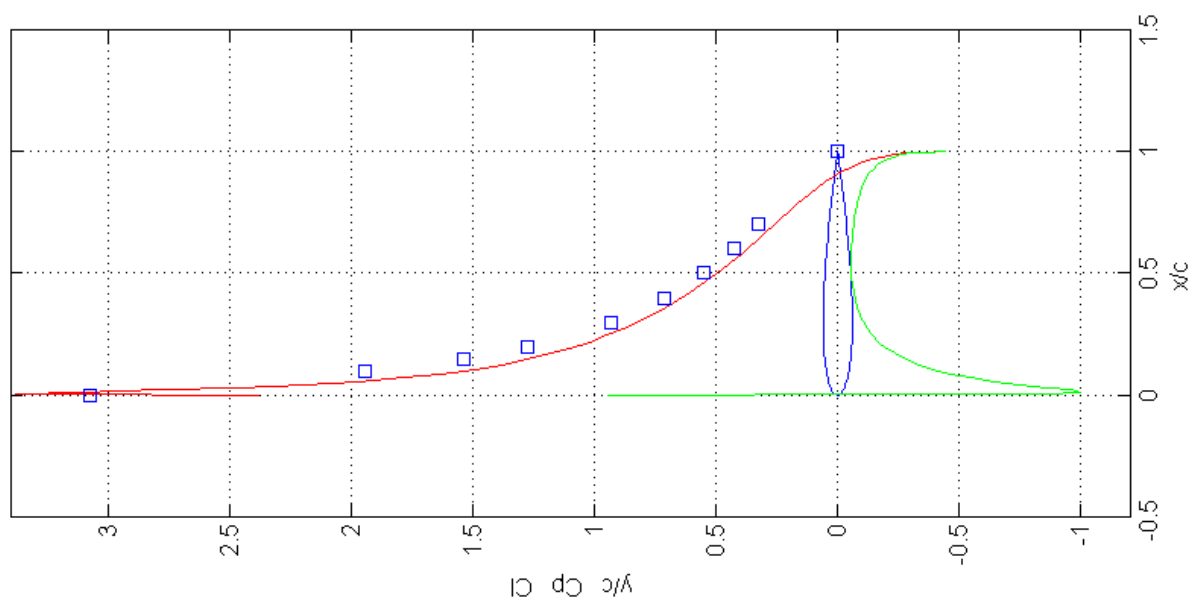


Fig. 5.21 Gráfica *liftcalc-2* para ángulo de ataque 7°

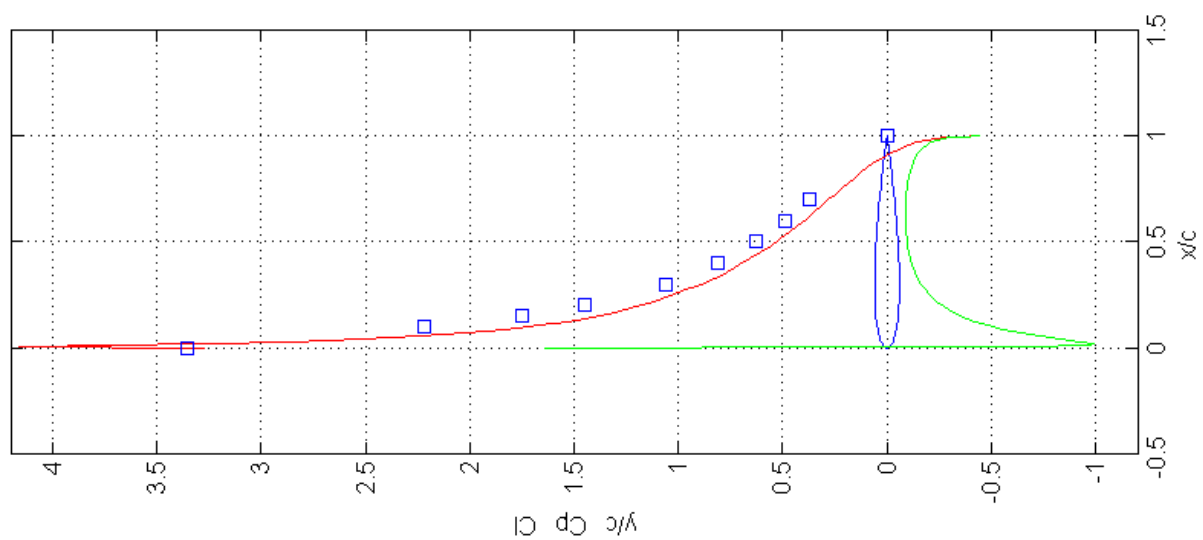


Fig. 5.21 Gráfica *liftcalc-2* para ángulo de ataque 8°



Es evidente que el error cometido en el cálculo de los coeficientes en el segundo código creado es menor que en el programa inicial, por lo que la primera hipótesis realizada se puede considerar correcta. Siguiendo este concepto, se volverán a concentrar los puntos próximos al borde de ataque y se comprobará el error cometido viendo si es necesaria la enunciación de una nueva hipótesis.

5.4.3. CÁLCULO DE AJUSTE DE PUNTOS II (*archivo liftcalculator3.m*)

De nuevo se supuso la colocación de más tomas de presión en el inicio del desarrollo del perfil y la dispersión del resto de tomas en la cola, siendo el nuevo vector de puntos conocidos el siguiente:

$$X = [0 \ 0,05 \ 0,1 \ 0,15 \ 0,2 \ 0,4 \ 0,55 \ 0,7 \ 0,85 \ 1]$$

En este caso, tras el cálculo, se obtuvieron los siguientes resultados:

Ángulo de ataque	C_L		Error
	teórico	"experimental"*	
1°	0,1203	0,1465	17,88%
2°	0,2405	0,2608	7,78%
3°	0,3604	0,3752	3,94%
4°	0,4799	0,4899	2,04%
5°	0,5988	0,6044	0,93%
6°	0,7169	0,7188	0,26%
7°	0,8342	0,8329	0,16%
8°	0,9504	0,9465	0,41%

La leyenda, de nuevo, no cambia.

Leyenda:

- $-C_p$ intradós-verde
- $-C_p$ extradós-rojo
- C_L - cuadrados azules

* "Experimental se refiere al coeficiente calculado con los puntos escogidos a los que se ha llamado "experimentales" también.

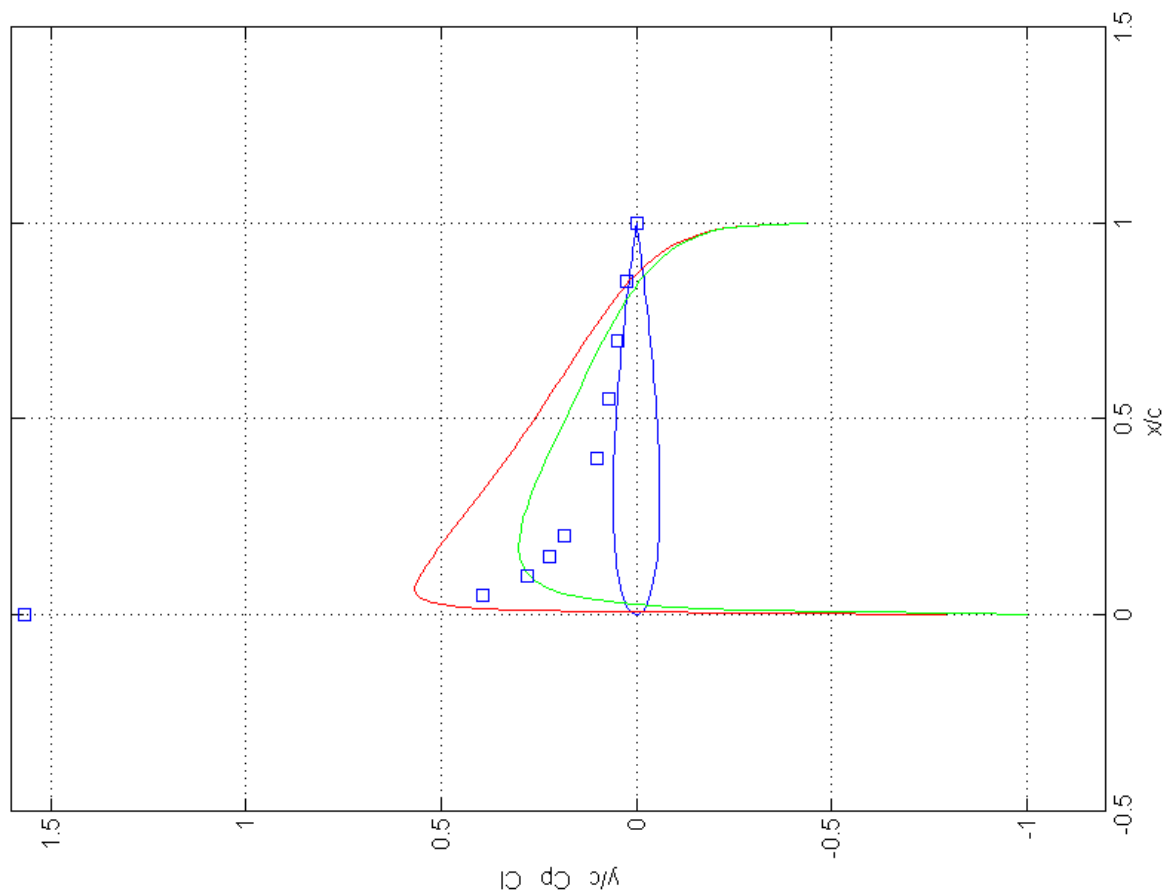


Fig. 5.22 Gráfica *liftcalc-3* para ángulo de ataque 1°

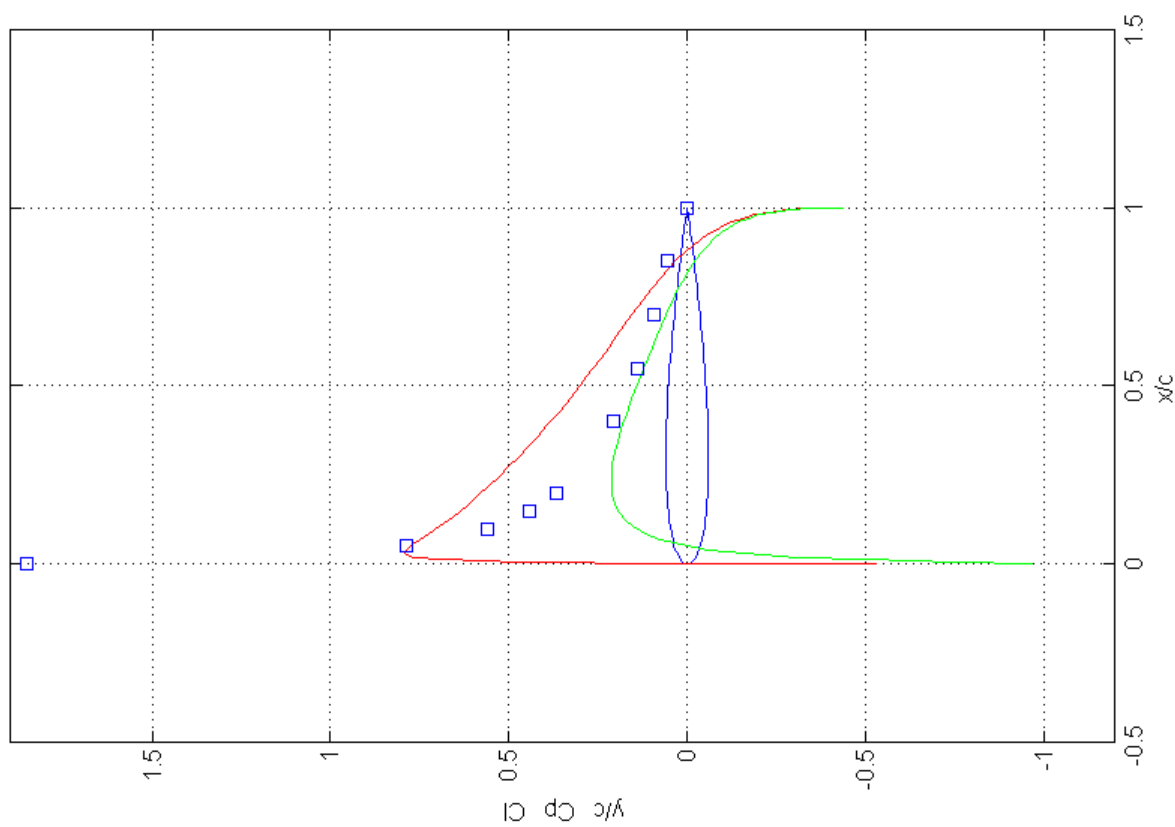


Fig. 5.23 Gráfica *liftcalc-3* para ángulo de ataque 2°

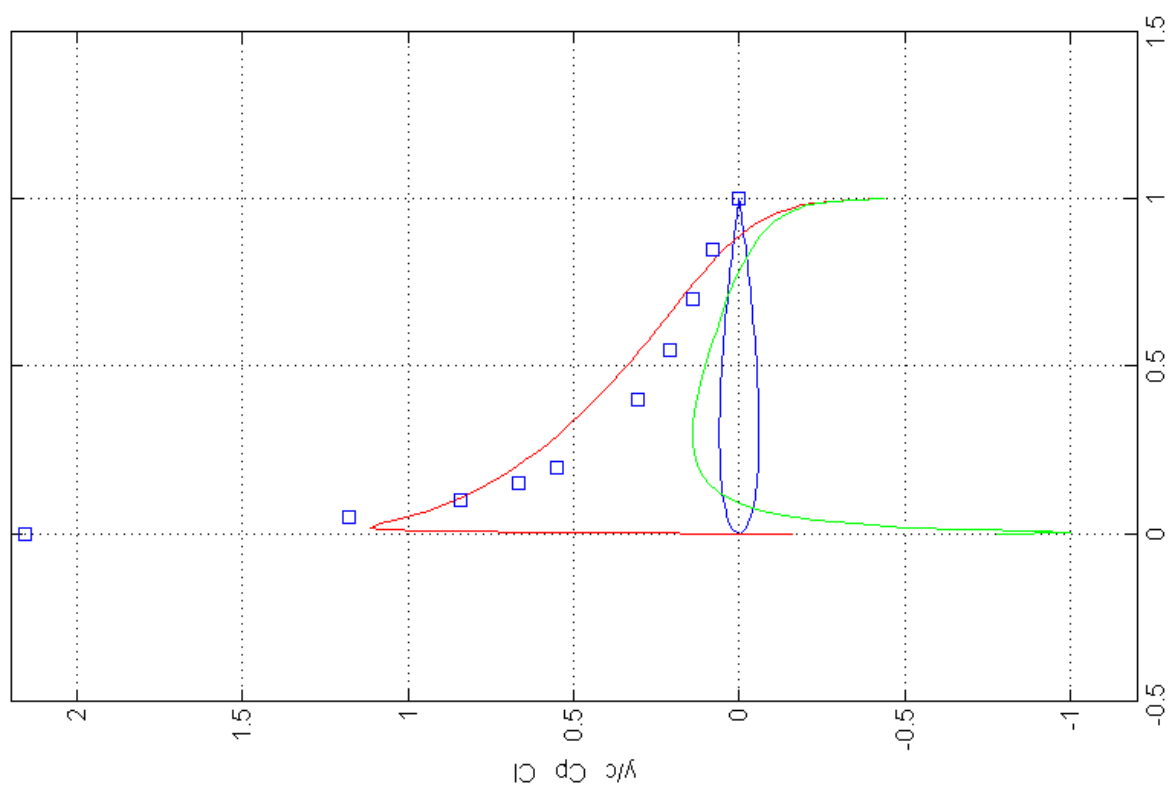


Fig. 5.24 Gráfica *liftcalc-3* para ángulo de ataque 3°

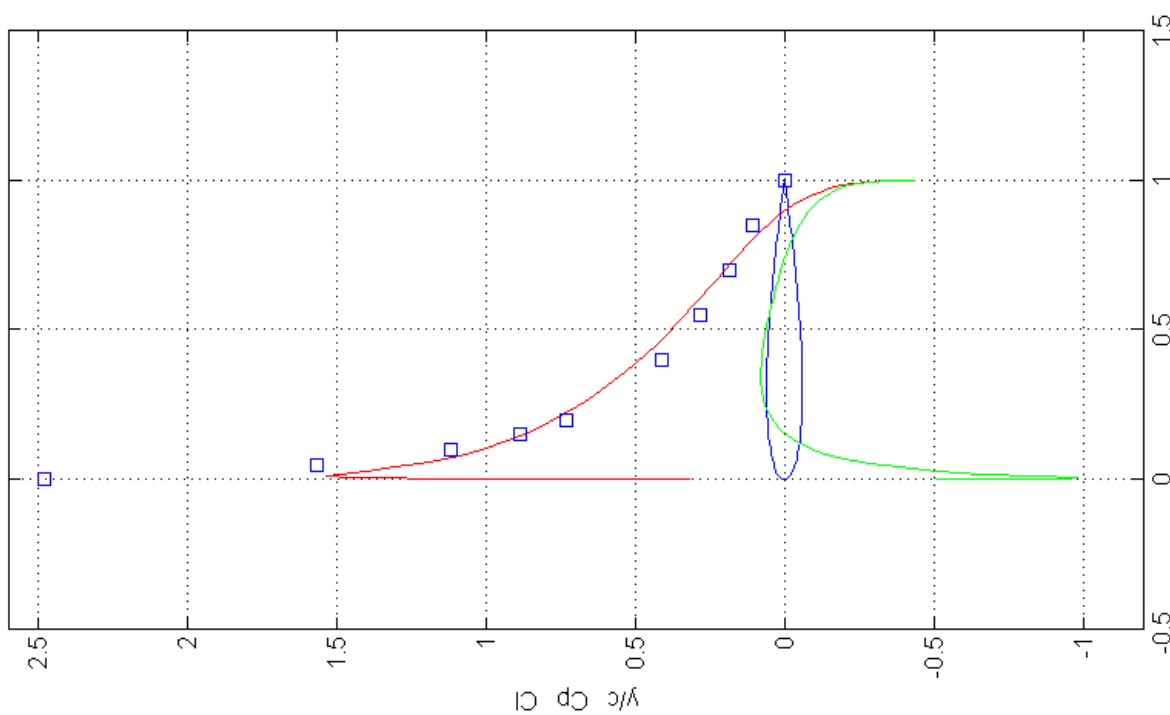


Fig. 5.25 Gráfica *liftcalc-3* para ángulo de ataque 4°

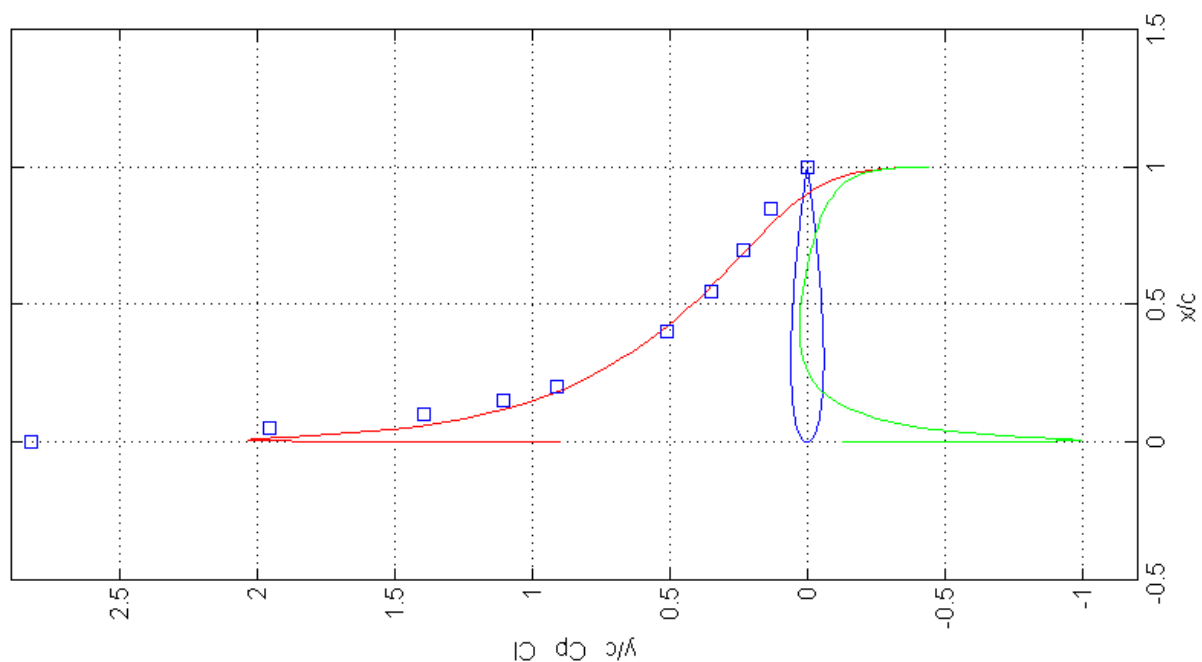


Fig. 5.26 Gráfica *liftcalc-3* para ángulo de ataque 5°

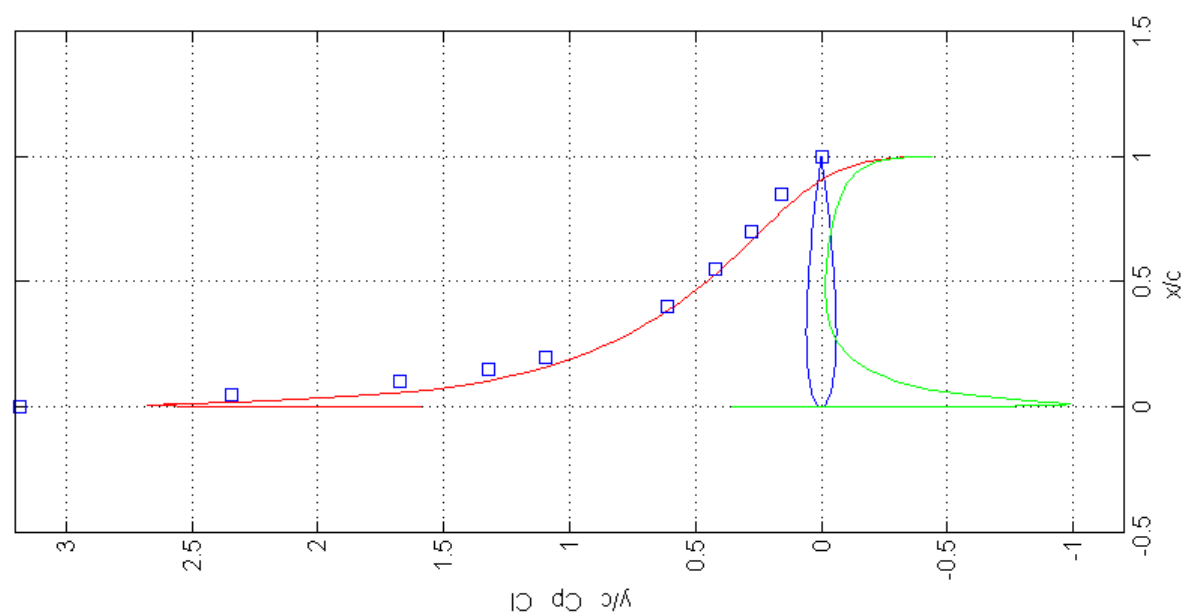


Fig. 5.27 Gráfica *liftcalc-3* para ángulo de ataque 6°

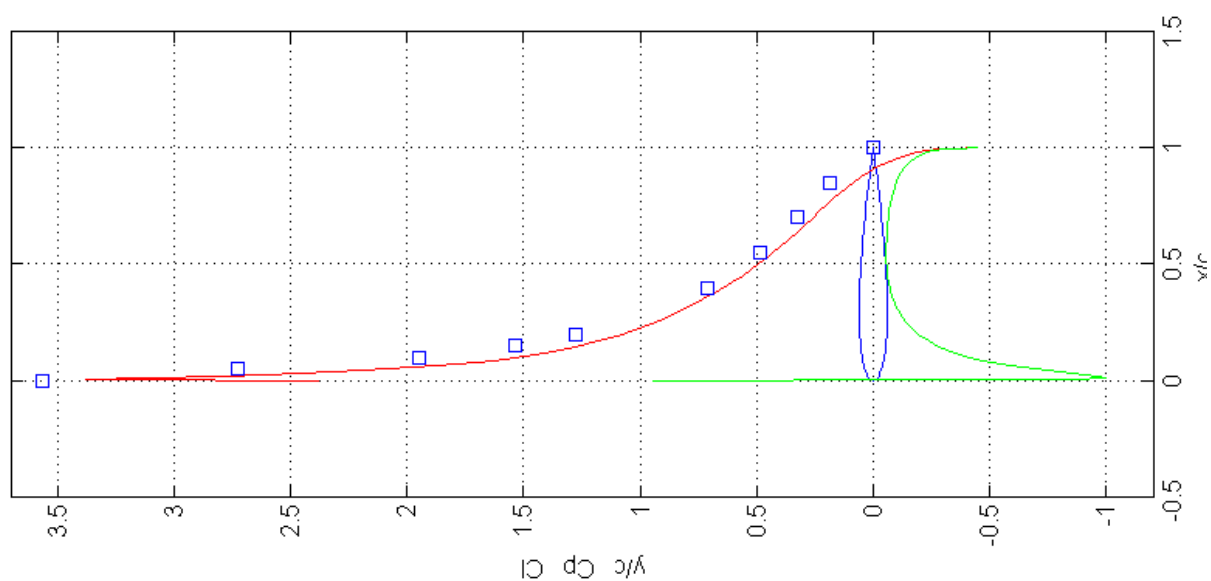


Fig. 5.28 Gráfica *liftcalc-3* para ángulo de ataque 7°

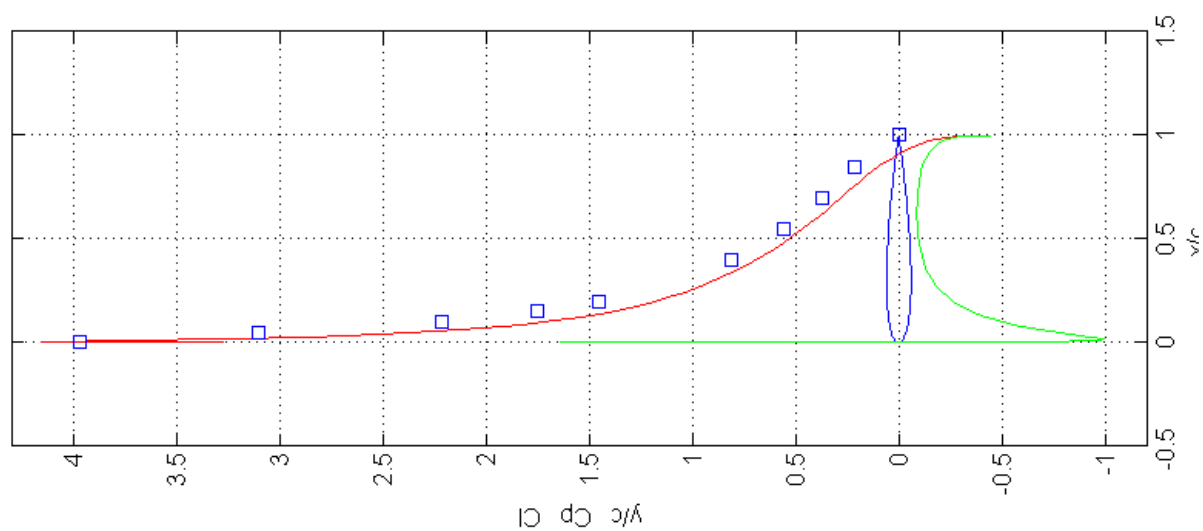


Fig. 5.29 Gráfica *liftcalc-3* para ángulo de ataque 8°

Se analizan los resultados, observando que a partir de un ángulo de ataque igual a 2° , el valor del error es menor al 10%, siendo éste un valor sostenible. Para comprobar que la hipótesis hecha tras el primer cálculo realizado es correcta y ofrece resultados concretos, se ha comparado la diferencia entre áreas de integración reales y experimentales para el mismo ángulo de ataque en los dos casos, el primer cálculo, en que los puntos se distribuyeron de forma equidistante, y este último cálculo.

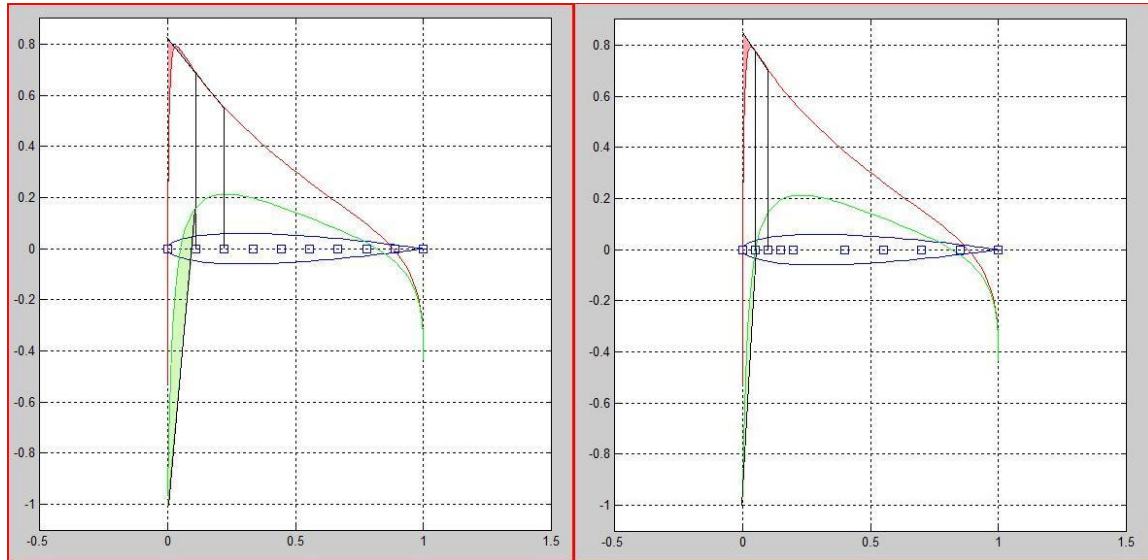


Fig. 5.30 : Comparativa entre áreas de integración de liftcalc y liftcalc3

Se puede demostrar que, efectivamente, la diferencia de áreas disminuye considerablemente, siendo la hipótesis enunciada correcta. Sin embargo, para un ángulo de ataque de 1° , el error sigue siendo insostenible, por lo que se hace necesario enunciar una nueva hipótesis ya que el acercamiento de las tomas de presión a la zona próxima al borde de ataque es insuficiente.

Si se observa la gráfica atentamente, podemos comprobar que la diferencia entre los datos teóricos y principal es subsanada principalmente en la zona del intradós, siendo los coeficientes del extradós los que permanecen más inalterables con la hipótesis enunciada anteriormente.

Si se vuelve a analizar el proceso seguido hasta ahora, se observa que se ha calculado el valor de C_p del extradós en el punto inicial del perfil a partir de una interpolación de los dos puntos siguientes de valor conocido. Si se presta atención a las gráficas obtenidas en cada caso, vemos que dicho valor difiere en un porcentaje muy alto del valor teórico de C_p en dicho punto, por lo que se concluye que la hipótesis tomada inicialmente no es correcta.

Además, se evidencia cómo, para ángulos pequeños, el error es mayor que para ángulos más grandes. Existe aproximadamente una diferencia del 10 ó 12% si se observa el último cálculo.

Si se estudian las gráficas, se puede observar, como hemos dicho, que la curva para 1° ó 2° tiene poca pendiente en comparación con las de $6,7^\circ$ u 8° al comienzo. Esto supone que al



extrapolar e integrar estemos cometiendo un grave error, por lo que, finalmente, el cálculo de C_p en el extradós usado para su punto inicial es descartado.

5.4.4. CÁLCULO TRAS LA NUEVA CONFIGURACIÓN (*archivo liftcalculatordef.m*)

Puesto que tras los cálculos iniciales se ha concluido que las hipótesis tomadas no son correctas, se ha efectuado la exposición de una nueva distribución de tomas de presión, teniendo en cuenta la necesidad de colocar una toma en el borde de ataque, perteneciendo el mismo al extradós.

Esta nueva disposición, obliga a retirar una de las tomas anteriormente fijadas. Se decide eliminar una toma del intradós, ya que el peso del efecto que causa la presión en el extradós tiene mayor importancia en los coeficientes de presión, a la vez que se ha comprobado que el error cometido en el cálculo de coeficientes en el extradós era subsanado con la acumulación de puntos en la zona próxima al borde de ataque.

Siguiendo esta nueva configuración, tenemos dos vectores de distribución de puntos, entre aquellos en los que conocemos los datos previamente y los que tienen toma de presión:

Extradós: [0 0.05 0.1 0.15 0.2 0.4 0.55 0.7 0.85 1]

Intradós: [0 0.05 0.1 0.15 0.3 0.5 0.65 0.85 1]

El resto de hipótesis tomadas se siguen considerando correctas.

En este caso, el programa permite ver, además de los coeficientes de presión teóricos del intradós y el extradós, los coeficientes de presión *experimentales* para cada una de estas zonas.

- Leyenda:**
- $-C_p$ intradós teórico-verde
 - $-C_p$ extradós teórico-rojo
 - $-C_p$ ambos *experimental*- cuadrados azules

Los resultados obtenidos tras el cálculo son los siguientes:

Ángulo de ataque	C_L		Error
	teórico	"experimental"*	
1°	0,1203	0,1130	6,46%
2°	0,2405	0,2268	6,04%
3°	0,3604	0,3430	5,07%
4°	0,4799	0,4615	3,99%
5°	0,5988	0,5821	2,87%
6°	0,7169	0,7047	1,73%
7°	0,8342	0,8291	0,62%
8°	0,9504	0,9551	0,49%

* "Experimental se refiere al coeficiente calculado con los puntos escogidos a los que se ha llamado "experimentales" también.

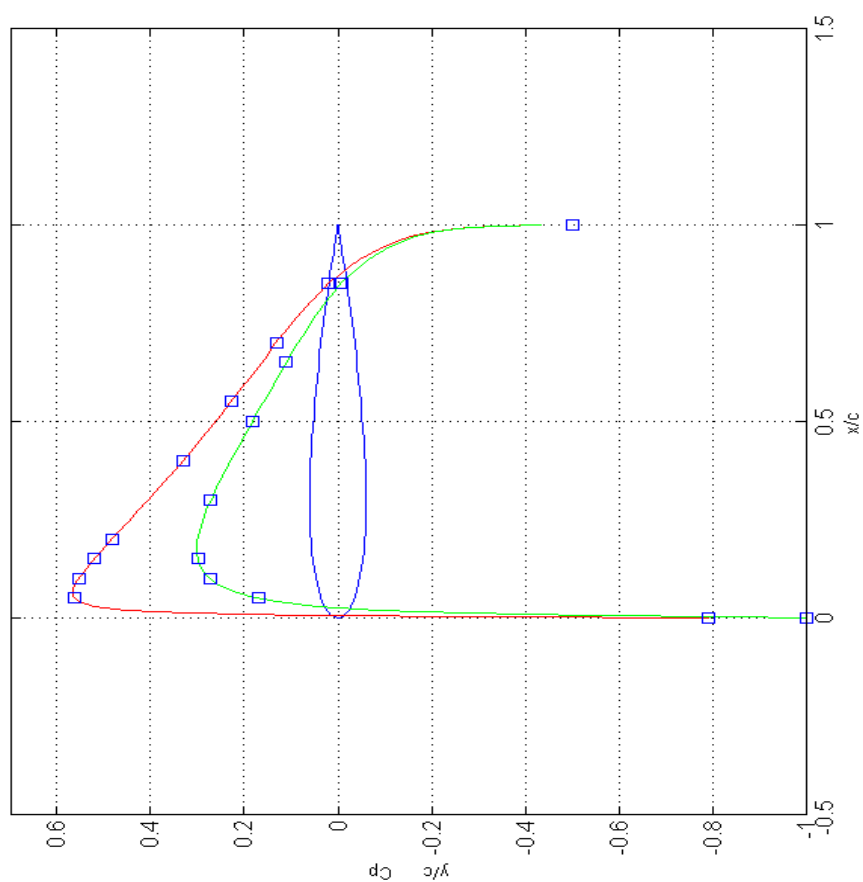


Fig. 5.31 Gráfica *liftcalc-def* para ángulo de ataque 1°

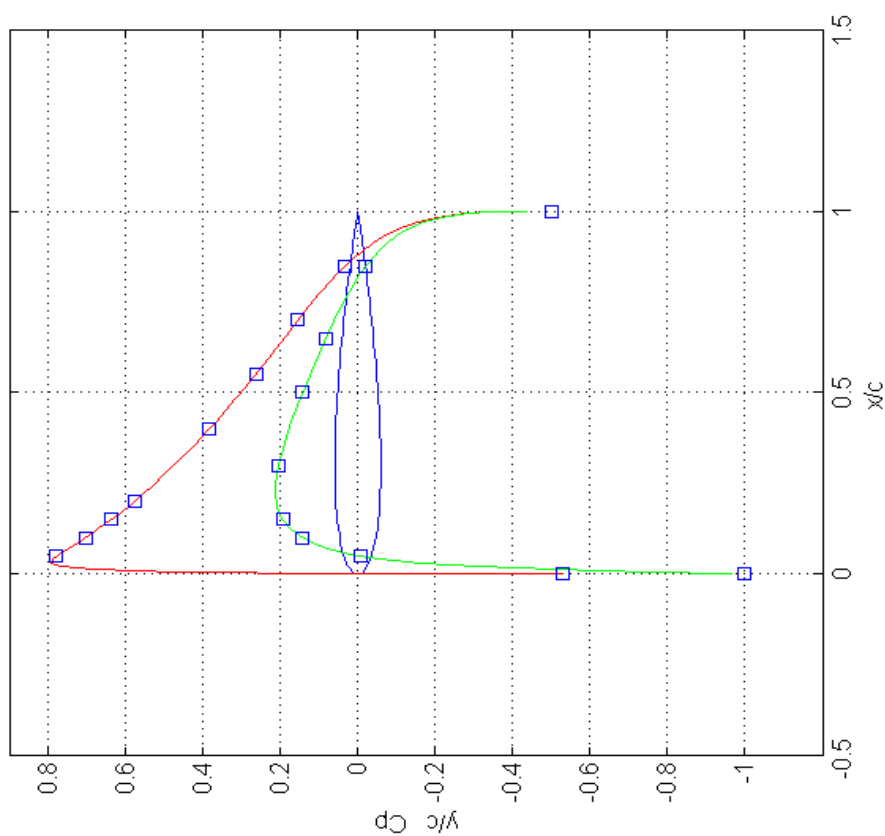


Fig. 5.32 Gráfica *liftcalc-def* para ángulo de ataque 2°

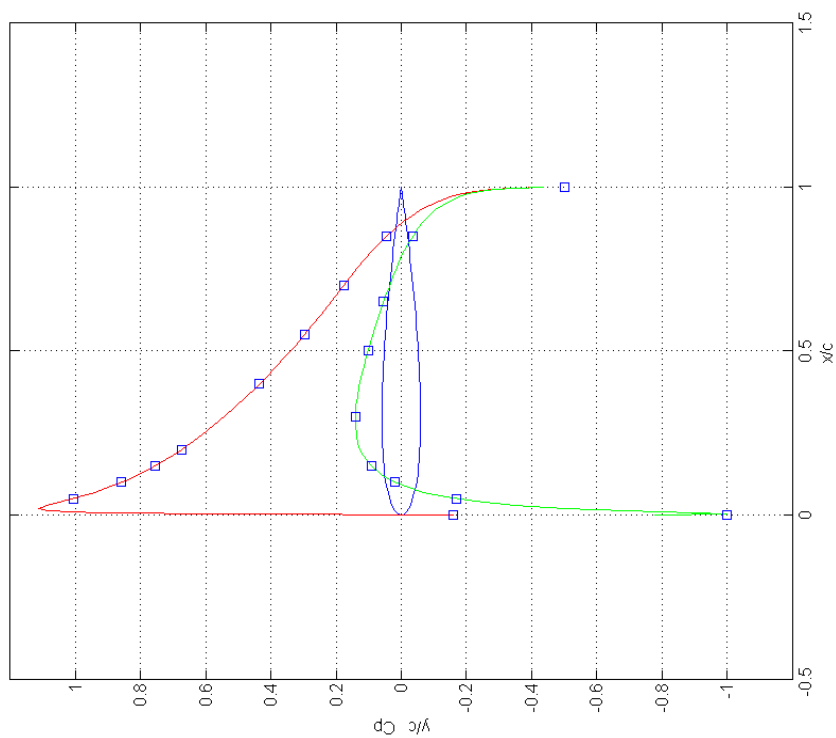


Fig. 5.33 Gráfica *liftcalc-def* para ángulo de ataque 3°

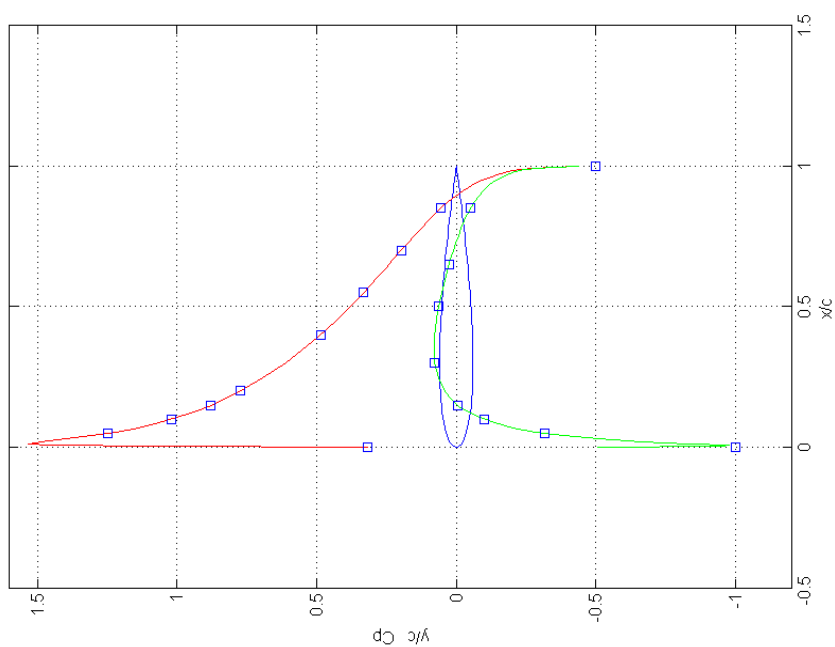


Fig. 5.34 Gráfica *liftcalc-def* para ángulo de ataque 4°

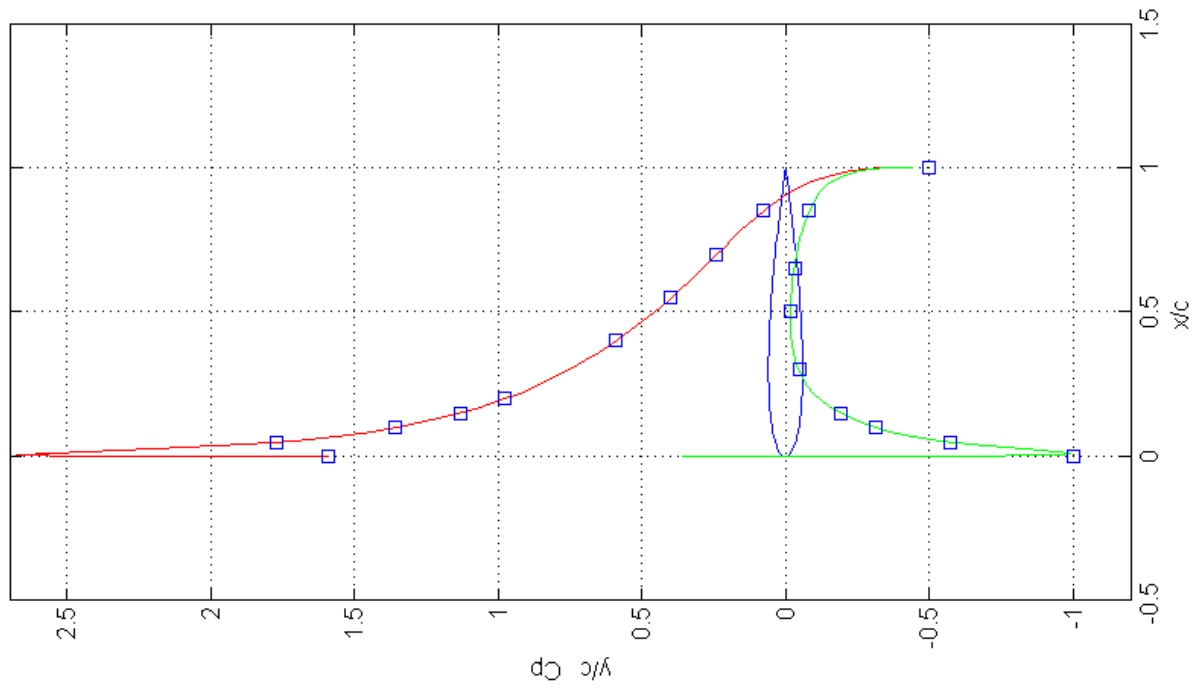


Fig. 5.35 Gráfica *liftcalc-def* para ángulo de ataque 5°

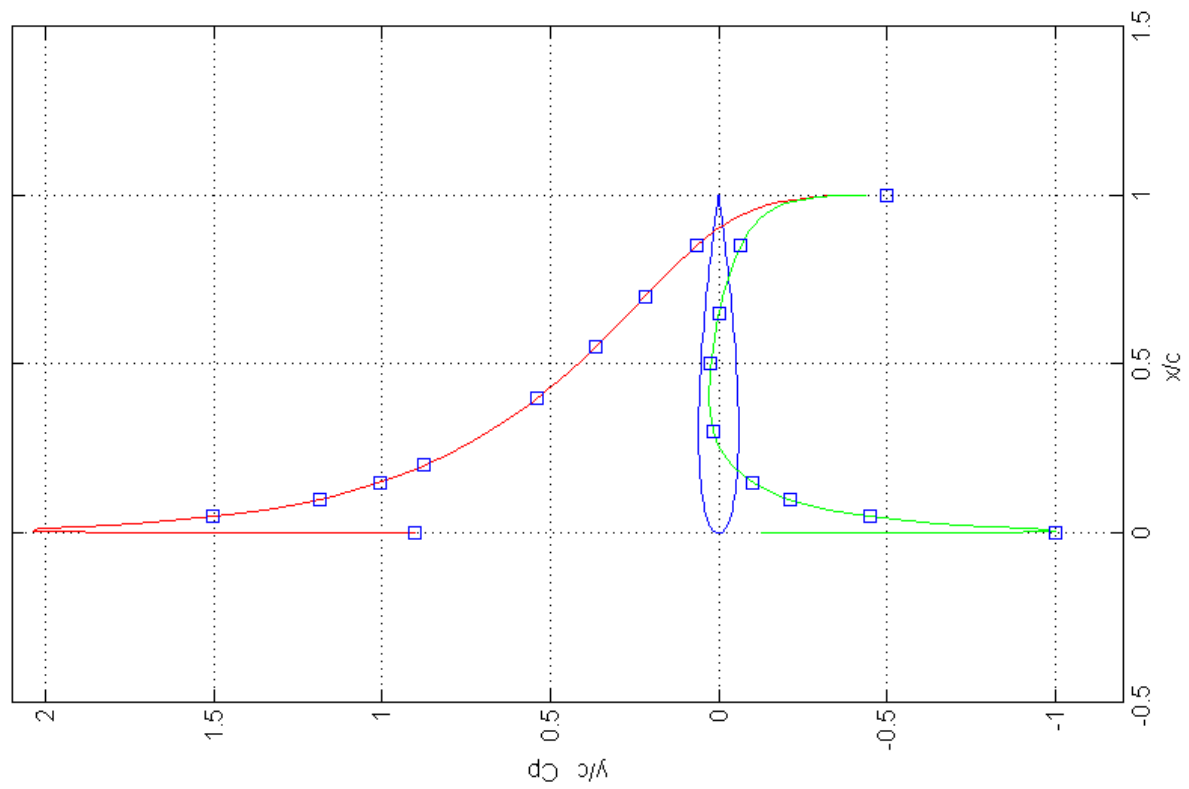


Fig. 5.36 Gráfica *liftcalc-def* para ángulo de ataque 6°

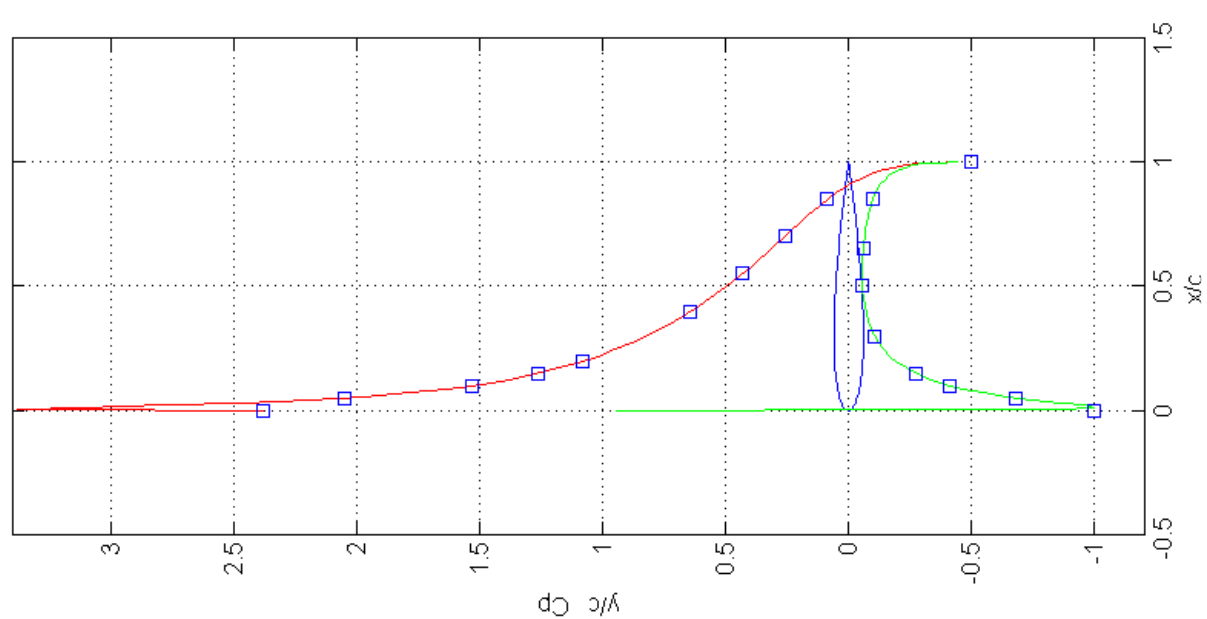


Fig. 5.37 Gráfica *liftcalc-def* para ángulo de ataque 7°

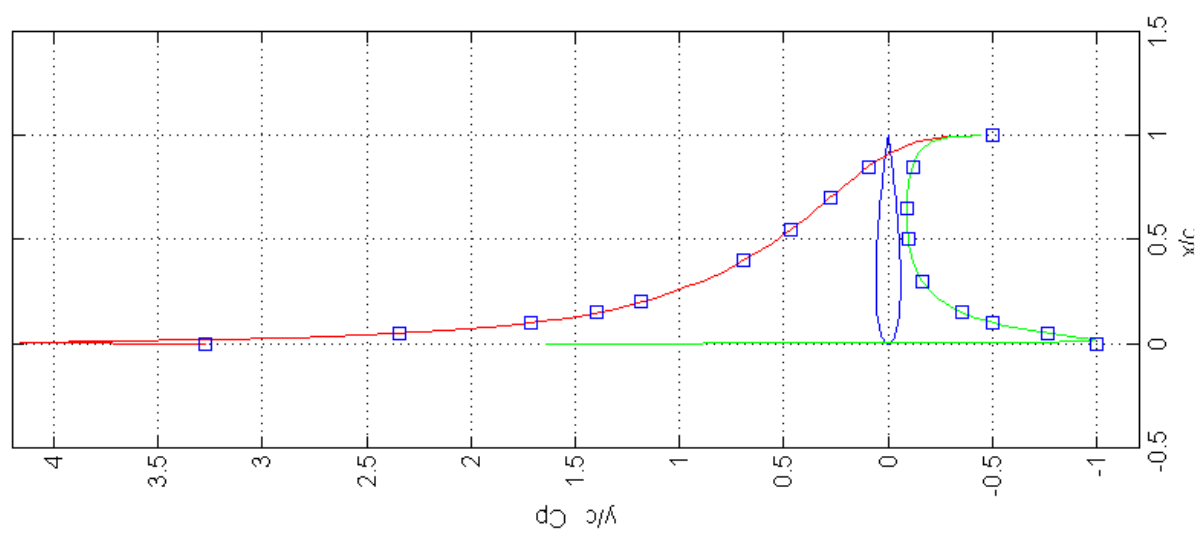


Fig. 5.38 Gráfica *liftcalc-def* para ángulo de ataque 8°

Se puede observar que el error disminuye considerablemente respecto a los casos anteriores, resultando menor al 10%, por lo que pasa a ser un error sostenible, confirmando la validez del método utilizado.

5.5. Conclusiones

Tras el estudio realizado se han llegado a las siguientes conclusiones.

5.5.1. PUNTOS DE MEDIDA

Comprobada la necesidad de acumular más puntos en la zona próxima al bode de ataque y que se debe utilizar una de las tomas para el borde de ataque mismo perteneciente al extradós, se utilizarán los puntos de medida:

- Extradós: [0 0.05 0.1 0.15 0.2 0.4 0.55 0.7 0.85]
- Intradós: [0 0.05 0.1 0.15 0.3 0.5 0.65 0.85]

Estos puntos abarcan tanto los que llevan una toma de presión, como los puntos en los que las hipótesis comprobadas nos aportan previamente valores para los cálculos.

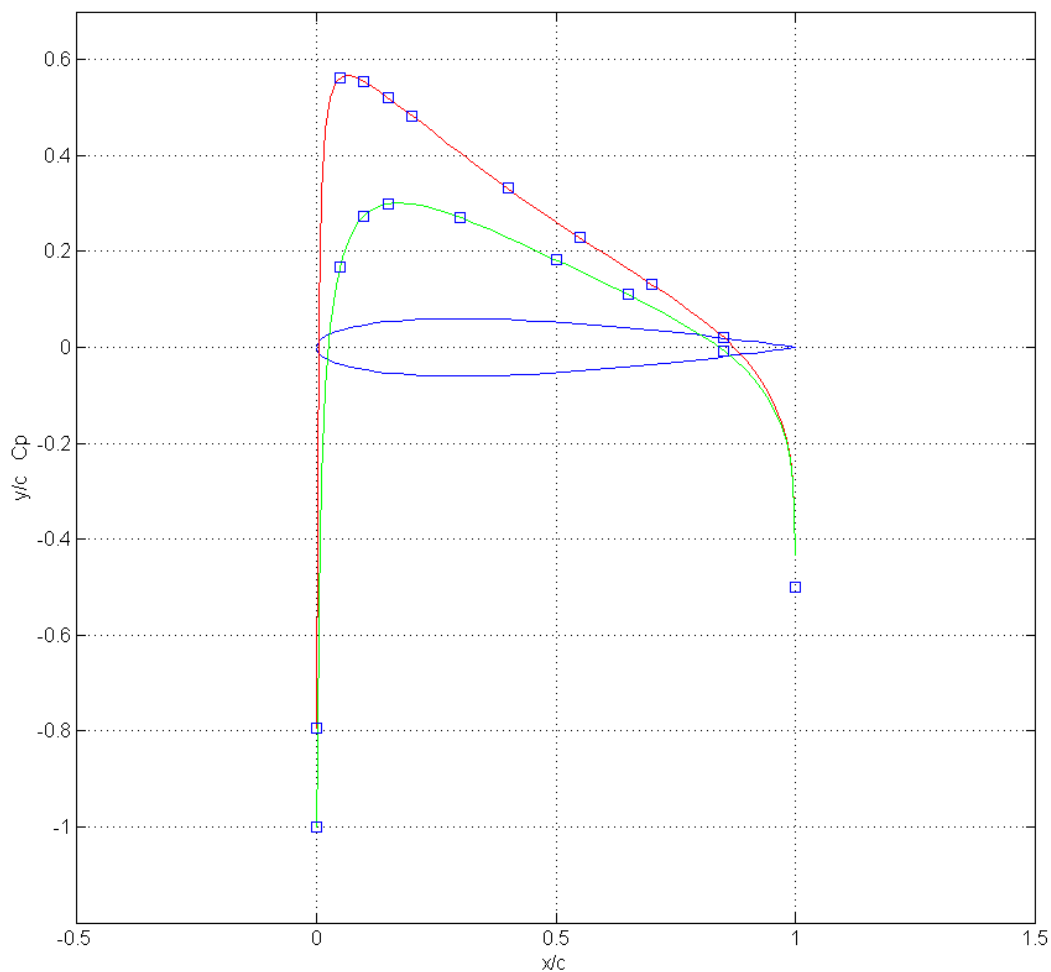


Fig.6.1: Ejemplo de los vectores de puntos de toma de presión y puntos conocidos definitivo



5.5.2. HIPÓTESIS

Los enunciados validados tras el análisis de todas las hipótesis posibles son:

- C_{p0} intradós = 1
- C_{p1} (intradós) = C_{p1} (extradós)

5.5.3. MÉTODO DE INTEGRACIÓN

Se utilizará el *método de integración trapezoidal* ya que los errores cometidos en el mismo son sostenibles y no es necesario el uso del método de Gauss.

6. PARÁMETROS DEL TÚNEL DE VIENTO.

En el capítulo 3 del proyecto se ha demostrado el carácter de incompresible, estacionario y no viscoso del flujo. Estas tres características tienen en común su dependencia con la forma y orden de la velocidad del aire en el túnel de viento, por lo que en esta sección se tratará de caracterizarla.

A partir de la velocidad se podrá calcular el número de Reynolds característico de los ensayos que se van a realizar en el túnel. A partir del número de Reynolds se verá si el flujo es laminar o turbulento.

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} D}{\mu}$$

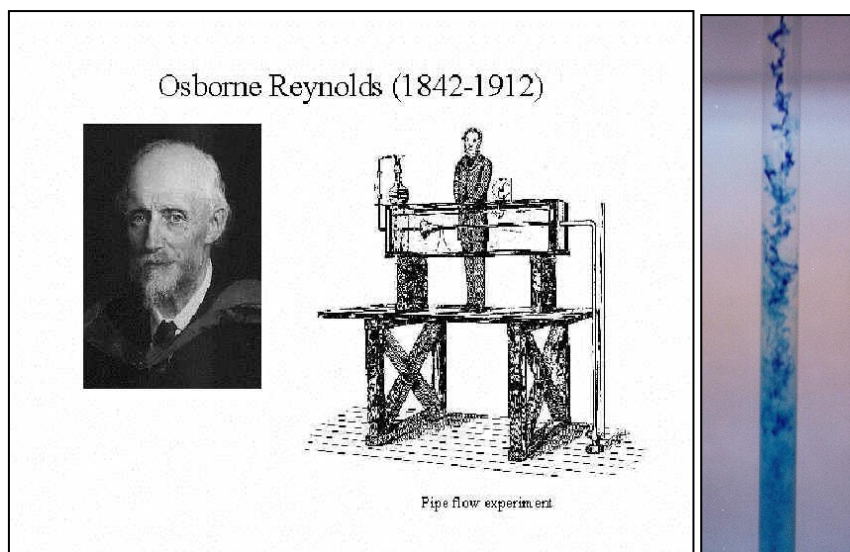


Fig. 6.1: Osborne Reynolds

Un flujo laminar es uniforme y regular, fluyendo en capas de velocidad constante paralelas, esto significa que el parámetro dominante es la viscosidad. Un flujo turbulento no es uniforme ni regular, sino que tiene reflujos y no fluye en láminas paralelas ya que el parámetro dominante es la fuerza inercial. Si Re es menor que 2.000 entonces el flujo es laminar; si es mayor de 4.000 el flujo será turbulento.

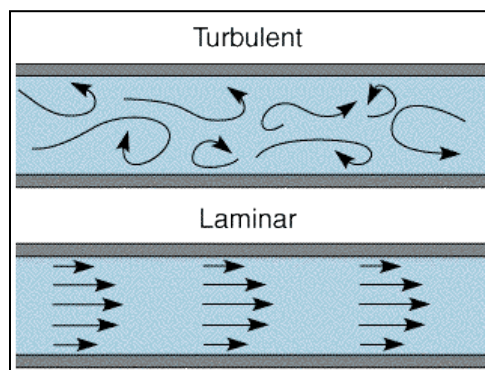


Fig. 6.2: Tipos de flujo según número de Reynolds



6.1. Base de análisis

Para conocer la velocidad que existe en el túnel de viento son necesarios dos pasos:

- Establecer la velocidad de rotación de los motores de viento, que será proporcional a la velocidad del túnel. Para los experimentos que se van a realizar se establece la velocidad máxima, que corresponde a una frecuencia de entrada de 50 Hz.
- Hacer un ensayo previo de análisis de presiones utilizando la ecuación de Bernouilli.

Si se analiza la ecuación de Bernouilli se puede conocer, a partir de dos puntos característicos, dicha velocidad:

$$p_Q + \frac{1}{2}v_Q^2 + gz_Q = p_o + \frac{1}{2}v_o^2 + gz_o$$

Puesto que el efecto de la gravedad se puede considerar despreciable para todos puntos del túnel la ecuación se reduce a:

$$p_Q + \frac{1}{2}v_Q^2 = p_o + \frac{1}{2}v_o^2$$

Si escogemos dos puntos donde conozcamos previamente presión y velocidad, podremos resolver la ecuación anterior.

Puesto que el borde de ataque, superficie intradós, tiene una velocidad igual a 0m/s por ser un punto de remanso. A la vista de la ecuación anterior, esto supone que su presión es la presión estática. Sustituyendo, la ecuación de Bernouilli queda:

$$p_Q = p_o + \frac{1}{2}v_o^2$$

Si se encuentra un punto en el que la presión sea la dinámica del túnel, es decir, que $P_o=P_\infty$, la velocidad será $U_o=U_\infty$ y podremos calcular la velocidad del túnel midiendo únicamente la diferencia de presión entre el borde de ataque y este punto.

Para conocer la posición de este punto característico del perfil se caracteriza el coeficiente de presión que tendrá y buscarlo en las gráficas teóricas obtenidas del ref [11]. El coeficiente de este punto es:

$$C_p = \frac{P_o - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} = \frac{P_\infty - P_o}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} = 0$$

Por lo tanto, si una de las tomas de presión se coloca en un punto tal que C_p es igual a 0, es posible calcular la velocidad media del aire en el túnel.

$$U_\infty = \sqrt{\frac{2(P_\infty - P_Q)}{\rho}}$$

6.2. Elección de puntos de análisis

Encontrada la base del experimento, se analizan las gráficas de C_p de las que disponemos, poniendo atención a la posición de las tomas de presión elegidas en el análisis del capítulo 5. Se puede observar que para un ángulo de 1° , en la toma de presión de posición $x=0.85$, es decir, a 13,6mm del borde de ataque, el valor de C_p se puede considerar igual a 0 en el intradós.

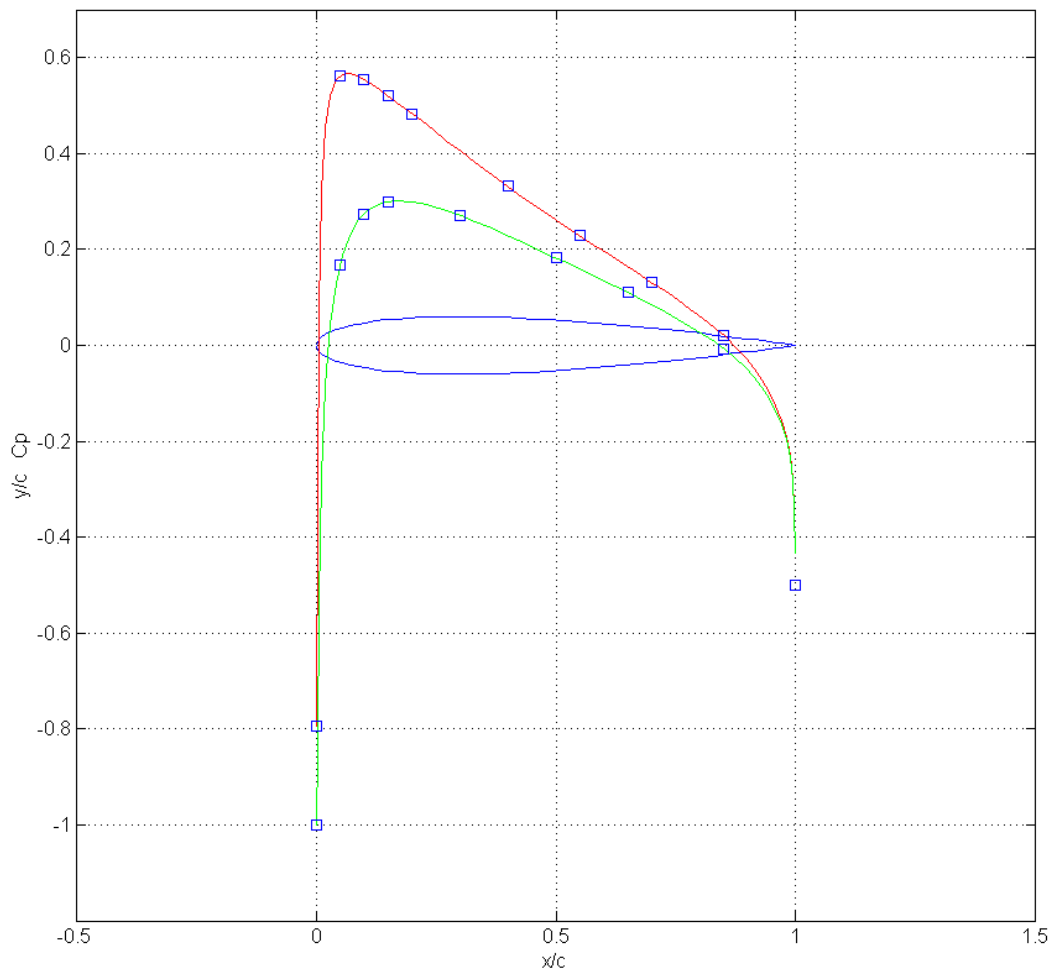


Fig. 6.1: Resultados teóricos para ángulo de ataque de 1°

De la tabla de resultados obtenida del programa en JAVA utilizado y por medio de la extrapolación entre puntos, se puede calcular el coeficiente de presión exacto en ese punto. A la vez, se podrá calcular el error cometido en la elección de este punto para el cálculo de la velocidad.

Los coeficientes de los dos puntos más próximos a $x=0.85$ que proporciona el programa son:

Posición del punto en %	Coficiente de presión
85.34%	0.0094
83.05%	-0.0076



Se usa extrapolación lineal para calcular el coeficiente del punto exacto porque los dos puntos siguientes son muy próximos y la gráfica se puede considerar en ese intervalo una línea. Su valor resulta:

$$\frac{0.8534 - 0.85}{0.0094 - C_p} = \frac{0.85 - 0.8305}{C_p - (-0.0076)}$$
$$0.0034 \cdot (C_p + 0.0076) = 0.0195(0.0094 - C_p)$$
$$0.0229C_p = 0.00015746$$
$$C_p = 0.00675$$

Lo que supone un 0.675% de error en la medida, por lo que se toma como válido.

6.3. Resultados del experimento

El procedimiento de análisis fue el siguiente:

- Encendido y ajuste de la velocidad de rotación de los motores del túnel de viento en 50 Hz
- Colocación del perfil para un ángulo de ataque de 1°
- Encendido del medidor de presiones DSA
- Encendido del software de lectura
- Toma de datos

Se obtiene un incremento de presión de 330 Pa entre los dos puntos, concluyendo que la velocidad del viento en el túnel es de:

$$U_\infty = \sqrt{\frac{2 \cdot 330}{1.229}} = 23.17 \text{ m/s}$$

Calculamos el número de Reynolds con los valores de densidad y viscosidad del aire:

$$\rho = 1.229 \text{ Kg/m}^3 \quad \mu = 1.73 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$$

La longitud característica es la cuerda del perfil, de 0.16 m, luego:

$$Re = \frac{1.229 \cdot U_\infty \cdot 0.16}{1.73 \cdot 10^{-5}} = 2.63 \cdot 10^5$$

Como se ha explicado, no es necesario volver a repetir el experimento cada vez que se encienda el túnel o se cambie la posición del perfil, puesto que la velocidad del motor será siempre la misma y por tanto la del aire dentro del túnel.

7. PROCEDIMIENTO DE EXPERIMENTACIÓN

Una vez instalados todos los elementos necesarios, se debe conocer el procedimiento de experimentación para hacer correctamente los ensayos y obtener datos fiables. Este capítulo pretende ser un *manual de instrucciones* de la instalación anteriormente descrita.

Los pasos a seguir son los siguientes:

1. Encender la alimentación correspondiente al túnel en el cuadro eléctrico del laboratorio.



Fig. 7.1. Cuadro eléctrico del túnel de viento

2. Encender el ordenador (en este caso el sistema operativo es Windows Xp, aunque se puede utilizar cualquier otro sistema compatible) y lanzar el programa en Labview del lector de presiones (archivo adjunto lec_pres.).

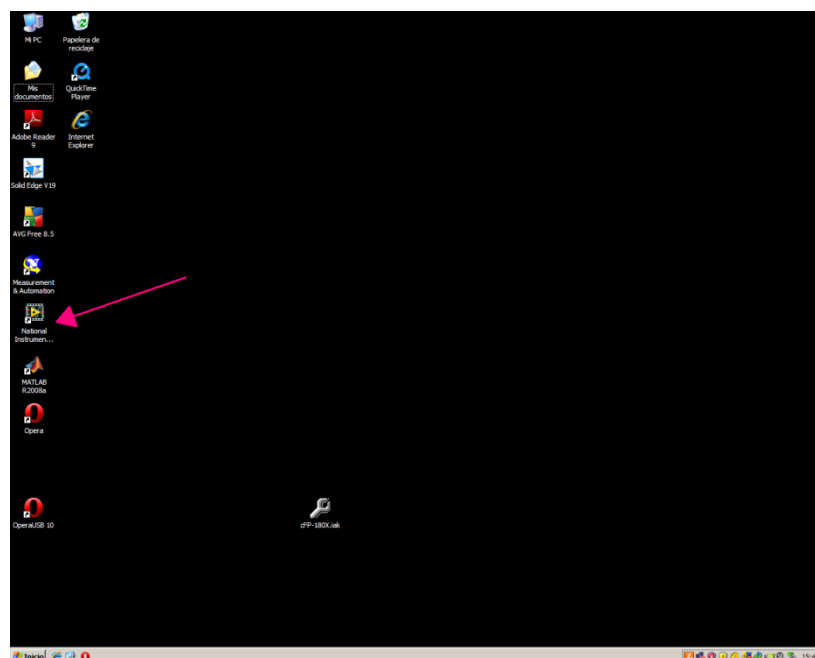


Fig. 7.2. Pantalla de Windows e icono de Labview 8.6.

3. Encender el lector de presiones. Para ello se recomienda seguir los siguientes pasos:
 1. Encender el sistema de alimentación asegurándose de que la señal de salida está desconectada.
 2. Colocar los cables de alimentación del lector
 3. Poner la fuente a 28 Vdc
 4. Conectar en *On* la salida de señales

Estos pasos permiten una mayor protección ante una sobrecarga del lector.

4. Dar potencia al túnel hasta el máximo disponible (50Hz de frecuencia de entrada).



Fig. 7.3. Mandos del túnel de viento

5. Colocar el perfil en la posición adecuada para el ensayo, girando el plato móvil hasta obtener el ángulo deseado respecto al plato fijo, es decir, colocar el perfil al ángulo de ataque deseado para el ensayo.



Fig. 7.4. Marca del ángulo de ataque en el soporte

6. Esperar a que las medidas que se estén obteniendo del lector se estabilicen (flujo estacionario)
7. Anotar las medidas de presión obtenidas



Obtenidas las medidas correctamente, se deben procesar mediante cálculo computacional, para lo que se usa de nuevo MatLab. El programa en MatLab utilizado permite calcular mediante las ecuaciones enunciadas en el capítulo 3 del proyecto:

- C_p en cada uno de los puntos en los que se ha obtenido la presión
- C_L del perfil, teniendo en cuenta tanto los puntos de lectura como los puntos en los que se conocía previamente C_p (ver capítulo 5)
- C_M del perfil, teniendo en cuenta, como para C_L , los puntos medidos y los conocidos.

Calculados los coeficientes, se obtiene una gráfica en la que son representados todos los C_p obtenidos a lo largo del perfil y se muestran los valores de C_L y C_M del mismo. Se obtendrán así tantas gráficas como ensayos a distintos ángulos de ataque se hagan, es decir, una por cada experimento realizado.

Para caracterizar correctamente el perfil NACA 0012, sería conveniente hacer las gráficas de 0 a 20°, de 0.5 en 0.5°, pudiendo ser comparadas con las gráficas teóricas obtenidas de la ref. [11]. Además de hacer la gráfica de los coeficientes de presión para cada ángulo de ataque, se debe hacer una última gráfica de C_L frente a α , pudiendo comprobar la validez de los datos con las gráficas obtenidas de la ref. [1].

De este modo quedará completamente caracterizado el perfil. Por supuesto, la precisión de la caracterización dependerá del número de ensayos realizados y del incremento del ángulo de incidencia entre un ensayo y otro, puesto que las gráficas que se puedan obtener de C_L frente a α tendrá más puntos y por tanto más precisión.



8. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

8.1 Conclusiones

El trabajo realizado es un estudio completo de la instalación de los componentes necesarios para la correcta caracterización de perfiles aerodinámicos en un túnel aerodinámico. Tras el análisis, se da por concluida la total identificación de la instalación tanto desde el punto de vista de las necesidades físicas y geométricas como el método que se debe utilizar para el ensayo y el procedimiento de análisis de los datos que se recojan.

Se han estudiados:

- los componentes necesarios, dando una completa descripción de su uso e instalación en el túnel de viento.
- Las características de flujo requeridas y cómo analizar si se cumplen.
- El procedimiento de elección del perfil y de la colocación de las tomas de presión, explicándose los pasos a seguir y las ecuaciones a utilizar
- El procedimiento de análisis del flujo en el túnel, quedando completamente caracterizado
- Los pasos para realizar una correcta experimentación
- El análisis de los datos que se obtengan y cómo compararlos con los datos teóricos.

Habiendo sido realizadas todas estas descripciones, se da por finalizado el estudio.

Una vez concluido, se puede afirmar que todos los elementos desarrollados son aplicables a cualquier túnel de viento siempre y cuando se tengan en cuenta las especificaciones estudiadas:

- Se debe hacer uso al menos de los componentes: túnel de viento, lector de presiones y soporte descritos en el punto 2.1, 2.4 y 2.5. El soporte puede tener otro diseño, siempre y cuando cumpla los requisitos de amarre y giro.
- Las características del túnel deben cumplir las condiciones geométricas impuestas en el punto 2.5 y 4.2.2 de manera que su geometría no interfiera en las mediciones que se realicen en el perfil.
- El flujo debe ser continuo, no viscoso e incompresible, puesto que las hipótesis realizadas lo requieren.
- El perfil debe cumplir las especificaciones impuestas en el punto 4.2.1 referidas a su geometría y a los rangos de sus coeficientes
- Si se hace uso de otro perfil, se deben realizar previamente los análisis de posicionamiento de las tomas de presión teniendo en cuenta las hipótesis realizadas en el punto 5, ya que son extrapolables a cualquier otro perfil.
- Se recomienda tener al menos dieciséis tomas de presión para que los cálculos de integración sean correctos. Si no se tuvieran, sería recomendable el análisis de uso de otro método de integración como el *Método de Gauss-Legendre*
- Se recomienda utilizar un número de Re aproximado al calculado en este proyecto



Si se siguen todos los puntos descritos en el proyecto, se garantiza que las condiciones de estudio del perfil son correctas, obteniéndose resultados óptimos en los ensayos.

8.2 Trabajos futuros

La instalación analizada sirve de guía para la colocación real de todos los elementos en el túnel de viento existente en la Universidad Carlos III de Madrid. La instalación de los dos elementos de medida (célula de carga y lector de presiones) en el túnel nos da una amplia gama de experimentos realizables.

Esta instalación concreta puede ser utilizada para la futura realización de investigaciones y prácticas de alumnos. En este caso, podría utilizarse para la mejor compresión por parte de los alumnos de ingeniería de varios términos estudiados como son:

- Caracterización de flujos: flujo laminar y turbulento (número de Re), viscosidad y compresibilidad.
- Ecuación de Bernouilli y uso en casos de flujo externo.
- Análisis dimensional, aplicación de los coeficientes adimensionales estudiados.
- Flujo externo

El alumno adquiriría, por medio de la caracterización de perfiles en el túnel de viento, conocimientos prácticos sobre todas estas áreas, alcanzando nuevas destrezas en investigación y análisis de ensayos, enriqueciendo sus conocimientos.

A parte de los usos de la instalación con los medios descritos en este proyecto, se debe recordar la instalación de la célula de carga que permite otros muchos ensayos en el túnel:

- Análisis de coeficientes de rozamiento en vehículos de transporte terrestre
- Análisis del coeficiente de resistencia en perfiles aerodinámicos
- Análisis de los coeficientes de sustentación y momento en perfiles aerodinámicos mediante el análisis de los esfuerzos

También es posible analizar mediante el medidor de presiones la evolución de la temperatura a lo largo del perfil en los ensayos, pudiendo observar la influencia térmica sobre los coeficientes característicos.



9. BIBLIOGRAFÍA

Ref. [1] Abbot, Ira H. y Von Doenhof, Albert E. *Theory of wing sections*. 1959. 695p. Mineola (NY) Mc Graw-Hill Book Company Inc.

Ref. [2] Jacobs, Eastman N.; Ward, Kenneth E. y Pinkerton, Robert M. *The Characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel*. 1935. Report N° 460. National Advisory Committee for aeronautics.

Ref [3] White, Frank M. *Fluid Mechanics*. 1991. 826p. New York. Mc Graw-Hill Book Company Inc.

Ref. [4] Marco Esteban, María. *Instrumentación de un túnel de viento y análisis CFD de perfiles NACA*. PFC 2007. Departamento de ingeniería técnica y de fluidos.

Ref. [5] Meseguer Ruiz, José y Sanz Andrés, Ángel. *Aerodinámica Básica*. 2005. 358p. Madrid E.T.S.I. Aeronáuticos

Ref. [6] Mott, Robert L. *Applied fluid mechanics*. 2001. 626p. 6ª Edición.

Ref. [7] Potter, Merle C.; Wiggert David C. *Mecánica de fluidos*. 2001. 751p. Books/Cole 3ª Edición ISBN 970-586-205-6

Ref. [8] Shevare, G.R. y Ohja, S.K. *Exact solution for wind tunnel interference using the panel method. Computers & Fluids* 1985, Vol. 13, Edición 1, p.1-14S.

Ref. [9] Suay Belenguer, Miguel *¿Por qué vuela un avión?*

Ref. [10] Documentación del lector de presiones DSA 3217

Ref. [11] http://aa.nps.edu/~jones/online_tools/panel/ Jones, Kevin D. Naval Postgraduate School of Monterey, California

Ref. [12] http://www.kyowa-ei.co.jp/english/index_e.htm

Ref. [13] <http://www.ni.com>

Ref. [14] <http://www.nasa.gov>



11. Anexos

A continuación se anexan algunos de los documentos realizados aclarativos de la instalación.